

**EVALUACIÓN DE LOS CAMBIOS REALIZADOS EN LA CONSTRUCCIÓN
DE LA AERONAVE X- 01 FAC**

JAIME ALEXANDER GONZÁLEZ PASTÉS

**UNIVERSIDAD AUTONOMA DE OCCIDENTE
FACULTAD DE INGENIERIA
DEPARTAMENTO DE ENERGÉTICA Y MECÁNICA
PROGRAMA DE INGENIERÍA MECÁNICA
SANTIAGO DE CALI**

2007

**EVALUACIÓN DE LOS CAMBIOS REALIZADOS EN LA CONSTRUCCIÓN
DE LA AERONAVE X- 01 FAC**

JAIME ALEXANDER GONZÁLEZ PASTÉS

Pasantía para optar al título de
Ingeniero Mecánico

Director
JULIÁN PORTOCARRERO HERMANN
Ingeniero Mecánico

**UNIVERSIDAD AUTONOMA DE OCCIDENTE
FACULTAD DE INGENIERIA
DEPARTAMENTO DE ENERGÉTICA Y MECÁNICA
PROGRAMA DE INGENIERIA MECÁNICA
SANTIAGO DE CALI
2007**

Nota de aceptación:

Aprobado por el Comité de Grado en cumplimiento de los requisitos exigidos por la Universidad Autónoma de Occidente para optar al título de Ingeniero Mecánico.

Ing. JULIÁN PORTOCARRERO HERMANN

Director

Santiago de Cali, 11 de Mayo de 2007

Dedico este proyecto especialmente:

A mis padres Milena y Jaime, quienes han sido mi estímulo y guía para abrir un nuevo camino y hacer de esta lucha constante e incesante un sueño que poco a poco se alcanza con la valiosa compañía de toda mi familia. Con todo mi respeto y cariño.

A mis hermanas, Ivonne y Angélica con todo mi aprecio y admiración, por encontrar en ellas apoyo para culminar mi carrera. Doy gracias a nuestro Señor por contar con Ustedes.

AGRADECIMIENTOS

El autor expresa sus agradecimientos a:

Dios por darme la vida y permitirme culminar esta meta.

A mis padres, por su guía y apoyo en la consecución de este logro.

Julián Portocarrero Hermann, Ingeniero Mecánico y Director de Pasantía, por sus valiosas orientaciones.

Jaime Aguilar Marmolejo, Director del Centro de Investigación en Tecnología Aeronáutica, (CITA), por permitirme participar y proveer de los recursos necesarios para el desarrollo de este trabajo.

A la Universidad Autónoma de Occidente por la formación académica brindada, especialmente al programa de Ingeniería Mecánica logrando hacer de mí un profesional integral.

A la Fuerza Aérea Colombiana (FAC), por darme la oportunidad de realizar este proyecto y enriquecer mis conocimientos, brindando una colaboración en el diseño y construcción de la Aeronave X- 01 FAC.

CONTENIDO

	Pág.
RESUMEN	13
INTRODUCCIÓN	14
1. DESCRIPCION DEL PROYECTO	16
1.1 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	16
1.1.1 Fuerza Aérea Colombiana	17
1.2 OBJETIVOS	22
1.2.1 Objetivo General	22
1.2.2 Objetivos Específicos	22
1.3 JUSTIFICACIÓN	22
1.4 MARCO TEÓRICO	23
1.4.1 Principios del vuelo	26
1.4.2 Fuerzas que actúan en el vuelo de una aeronave	26
1.4.3 Ejes del avión	31
1.4.4 Estructura del avión	32
1.5 METODOLOGÍA	46
2. AVIACIÓN GENERAL	47
2.1 MATERIALES AERONÁUTICOS	47
2.2 MATERIALES COMPUESTOS DE GRAN IMPORTANCIA PARA EL DISEÑO DE AERONAVES	48
3. DESCRIPCIÓN DEL DISEÑO DE LA PARTE ESTRUCTURAL DE LA AERONAVE X-01 FAC EN MATERIALES COMPUESTOS	52
3.1 DISEÑO CONCEPTUAL	52
3.2 DESCRIPCIÓN DE LA AERONAVE X-01 FAC	54
3.2.1 Superficies sustentadoras	55

4. EVALUACIÓN CON BASE EN LOS PLANOS Y PLANTILLAS EN LA CONSTRUCCIÓN DE LA PARTE ESTRUCTURAL DE LA AERONAVE X-01	
FAC EN MATERIALES COMPUESTOS	59
4.1 DIMENSIONES DE LAS ESTRUCTURAS DE LA AERONAVE	59
4.2 ALAS O PLANOS PRINCIPALES	68
4.3 ALA CANARD	71
4.4 ESTABILIZADOR HORIZONTAL Y VERTICAL	73
5. CONSTRUCCIÓN DEL PROTOTIPO DE LA AERONAVE	77
6. TRABAJOS COMPLEMENTARIOS	79
7. CONCLUSIONES	82
8. RECOMENDACIONES	83
BIBLIOGRAFÍA	84
ANEXOS	86

LISTA DE TABLAS

	Pág.
Tabla 1. Clasificación de los materiales compuestos	50
Tabla 2. Características principales de la aeronave BD-5	54
Tabla 3. Características de los planos principales	69
Tabla 4. Características del canard	71
Tabla 5. Características del estabilizador horizontal	74
Tabla 6. Características del estabilizador vertical	74

LISTA DE FIGURAS

	Pág.
Figura 1. Estructura Organizacional de la Fuerza Aérea Colombiana	20
Figura 2. Fotografía del avión construido por los hermanos Wright	24
Figura 3. Fuerzas que actúan en el vuelo de una aeronave	27
Figura 4. Perpendicularidad de la sustentación	27
Figura 5. Dirección y sentido de la resistencia	28
Figura 6. Dirección y sentido del peso	30
Figura 7. Dirección y sentido de empuje	30
Figura 8. Ejes del avión y movimientos sobre ellos	31
Figura 9. Estructura general de un avión	32
Figura 10. Estructura del avión	33
Figura 11. Esquema fuselaje reticular	34
Figura 12. Esquema fuselaje monocasco	35
Figura 13. Esquema estructura fuselaje semi-monocasco	36
Figura 14. Terminología general de los elementos del ala	40
Figura 15. Flecha del ala	41
Figura 16. Ángulos diedros	41
Figura 17. Torsión	42
Figura 18. Esquema de superficies sustentadoras tipo monoplano	42
Figura 19. Esquema de superficies sustentadoras tipo biplano	43
Figura 20. Clasificación de los monoplanos según la posición	43
Figura 21. Empenaje de cola	44
Figura 22. Tipos de cola	45
Figura 23. Efecto de la orientación de la fibra en la resina tensil de MC de matriz epoxica reforzado con fibra de vidrio	51
Figura 24. Configuración original del BD-5	52

Figura 25. Construcción convencional del BD-5	53
Figura 26. Cambios en los planos principales	56
Figura 27. Campos de presiones alrededor del ala	57
Figura 28. Línea de empuje respecto al centro de gravedad de la aeronave BD-5	57
Figura 29. Fuselaje del BD-5	58
Figura 30. Longitud del borde de ataque del ala	60
Figura 31. Longitud del borde de salida del ala o plano principal	60
Figura 32. Flechamiento del plano principal	61
Figura 33. Longitud vertical del borde de ataque de raíz	62
Figura 34. Longitud vertical del borde de ataque del extremo	62
Figura 35. Plantillas de verificación del borde de ataque del ala	63
Figura 36. Longitud del borde de ataque del canard	64
Figura 37. Longitud de la cuerda del canard	64
Figura 38. Longitud del espesor máximo	65
Figura 39. Ángulo del canard	65
Figura 40. Longitud del borde de ataque del estabilizador horizontal	66
Figura 41. Longitud del borde de salida del estabilizador horizontal	66
Figura 42. Longitud de la cuerda de la raíz del estabilizador horizontal	67
Figura 43. Ángulo del borde de ataque de la raíz del estabilizador horizontal	67
Figura 44. Referencia del fuselaje	68
Figura 45. Plantilla del canard en aluminio	72
Figura 46. Pestaña agregada al canard	73
Figura 47. Estabilizador horizontal	75
Figura 48. Modelo del estabilizador horizontal	76
Figura 49. Máquina de prototipado rápido	77
Figura 50. Prototipo a escala	78
Figura 51. Canastilla para el transporte de carga	80

Figura 52. Probeta de tracción DIM16770	81
Figura 53. Molde de probeta	81

LISTA DE ANEXOS

	Pág.
Anexo A. Positivos de los planos principales	86
Anexo B. Modelos de los planos principales	87
Anexo C. Positivo del canard	88
Anexo D. Positivo del canard con pestaña	89
Anexo E. Molde del canard derecho	90
Anexo F. Molde del canard izquierdo	91
Anexo G. Modelo del canard	92
Anexo H. Modelo del canard con pestaña	93
Anexo J. Positivo del estabilizador vertical	94
Anexo K. Molde del estabilizador vertical derecho	95
Anexo L. Molde del estabilizador vertical izquierdo	96
Anexo M. Modelo del estabilizador vertical	97
Anexo N. Positivo del estabilizador horizontal	98
Anexo Ñ. Molde del estabilizador horizontal derecho	99
Anexo P. Molde del estabilizador horizontal izquierdo	100
Anexo Q. Positivo del fuselaje	101
Anexo R. Aeronave X-01 FAC	102

RESUMEN

El objetivo primordial de este trabajo es la evaluación y construcción de la estructura final de la primera Aeronave monoplaza X-01 FAC en materiales compuestos que fabrica la Fuerza Aérea Colombiana. Para ello, se realizaron planos y plantillas complementarios del avión monoplaza X-01 FAC, lo que permitió establecer y realizar el análisis de los cambios en la construcción de la aeronave, elaborando modelos virtuales del monoplaza X-01 en software CAD y CAE. Una vez realizado el análisis de los cambios y los ajustes correspondientes de los positivos de la aeronave, se procedió a la construcción de los moldes y a la elaboración de los modelos de la aeronave, por último se realizaron los planos definitivos de la estructura del monoplaza X-01 FAC.

En este trabajo se parte de la fundamentación teórica desarrollada en trabajos realizados anteriormente y se logró una práctica enriquecedora en cuanto al manejo de fibras de vidrio y resinas para la construcción de moldes y modelos con la ayuda del personal humano que labora en la Fuerza Aérea Colombiana (FAC).

Con base en el diseño final de la aeronave X-01 FAC, se realizó un prototipo a escala en la máquina de prototipado rápido con la que cuenta la Fuerza Aérea, sirviendo ésta para realizar las respectivas pruebas y análisis en el túnel de viento.

Este proyecto servirá como base para futuros proyectos e investigaciones, que se realicen en el Centro de Investigación en Tecnología Aeronáutica (CITA), en el diseño y construcción de aeronaves, como también para incentivar la aplicación de nuevas tecnologías en nuestro país.

INTRODUCCIÓN

La ingeniería mecánica es la profesión que crea tecnología, actividad que busca producir bienes y servicios que sean de utilidad industrial, económica y social, que tiene por objeto diseñar, fabricar y controlar los materiales y equipos con los que se obtiene soluciones que sean funcionales, rentables y de alta calidad. Entre los campos de aplicación de la ingeniería mecánica se encuentra la aeronáutica, la cual fue utilizada para la elaboración del diseño y aplicación de una metodología de evaluación de los cambios realizados en el diseño de la aeronave X-01 de la Fuerza Aérea Colombiana (FAC), de la ciudad de Cali.

La Fuerza Aérea Colombiana (FAC) ha decidido apoyar y fomentar el desarrollo de la industria aeronáutica en el país; por ello, este proyecto se encuentra liderado por el Centro de Investigación en Tecnología Aeronáutica (CITA), que adelanta numerosos proyectos que pretenden dar inicio a la investigación y desarrollo del campo aeroespacial en Colombia.

El fin de este proyecto es la evaluación de los cambios ejecutados durante la fabricación de los positivos, moldes y modelos definitivos para la construcción de la Aeronave X01-FAC en materiales compuestos, con base en la construcción de planos y plantillas de diseño.

Este trabajo es de gran aporte para estudiantes de Ingeniería Mecánica y Aeronáutica de la Universidad Autónoma de Occidente, de la Fuerza Aérea Colombiana FAC y para otras universidades y centros de investigación en el campo aeronáutico, dado que muestra el desarrollo de un proceso de reevaluación del diseño de una aeronave, con los cambios sufridos durante su construcción.

Finalmente, este proyecto permitió la aplicación de conceptos teóricos que se adquirieron durante toda la carrera y que son de amplia aplicación en el sector industrial.

1. DESCRIPCIÓN DEL PROYECTO

En este trabajo se presenta el problema, los objetivos, la metodología, el marco teórico o fundamentación teórica del proyecto y las pautas seguidas para su desarrollo.

1.1 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

Hoy día, la aviación se ha convertido en un factor importante dentro de la tecnología y la modernización, siendo fundamental para el desarrollo del país en diversos sectores y procesos de todas las actividades de las organizaciones y de las personas que conllevan a su desarrollo económico.

En nuestro país, a pesar de las difíciles condiciones topográficas, el transporte aéreo se considera como una alternativa viable para el desarrollo de la actividad económica y turística que se presenta en los centros de producción o grandes ciudades. Además, existen empresas de transporte aéreo públicas como SATENA y algunas privadas que brindan este servicio, pero no alcanzan a cubrir las necesidades de transporte tanto de las personas como de diversos productos que entran al país, dificultando cada día la vinculación a la vida nacional, puesto que las personas rurales no pueden tener un acercamiento a la vía aérea por sus costos y no cuentan con un poder adquisitivo que les permita adquirir algún plan para viajar. Por esta razón, la Fuerza Aérea Colombiana (FAC) consciente de la necesidad de vincular a las comunidades rurales a la vida nacional, ha decidido apoyar y fomentar a los constructores de aviones para que avancen en el desarrollo de aviones de transporte económicos, siendo liderado este proyecto por el Centro de Investigación en Tecnología Aeronáutica (CITA), en el cual se adelanta la construcción de la Aeronave X-01 FAC, un avión prototipo monoplaza, elaborado en materiales compuestos, con el objeto de minimizar su peso y elevar

su durabilidad y resistencia, con el fin de efectuar prácticas para egresados y proteger el espacio aéreo de la ciudad de Cali, dando inicio a la investigación, consolidación y desarrollo de la aviación militar y civil en Colombia, presentándose la necesidad de evaluar el diseño de la Aeronave X-01 FAC.

1.1.1 Fuerza Aérea Colombiana (FAC)

❖ **Reseña histórica.** La aviación colombiana nació gracias a las inquietudes de un grupo de caballeros con influencias en las altas esferas del gobierno de la época. Fue así como el día 07 de Septiembre de 1916, al impulso del Club Colombiano de Aviación, convertido en un positivo "grupo de presión", el Congreso Nacional expidió la Ley 15 de 1916, por la cual se disponía el envío a Europa de una comisión de militares, para enterarse de los avances bélicos, pero principalmente de la aviación. Conocidas las experiencias de la Primera Guerra Mundial sobre el empleo de la aviación como arma de combate, una vez superados los problemas económicos, el Congreso colombiano, exhortado por el presidente Marco Fidel Suárez, demostró la necesidad de que las instituciones militares fortalecieran sus capacidades, introduciendo definitivamente en su organización las unidades aéreas.

❖ **Misión.** La Fuerza Aérea Colombiana ejerce y mantiene el dominio del espacio aéreo y conduce operaciones aéreas, para la defensa de la soberanía, la independencia, la integridad territorial nacional y del orden constitucional. Esta misión se estableció teniendo en cuenta que dentro de los roles de las Fuerzas Militares, la Fuerza Aérea es responsable por el dominio del espacio aéreo, en cumplimiento del mandato constitucional emanado del Artículo 217 de nuestra Carta Magna. Dentro del contenido teórico de la misión, se distingue claramente que la Fuerza Aérea es la única organización con capacidad para dominar el espacio aéreo, campo de acción involucrado dentro de la responsabilidad de las

Fuerzas Militares, teniendo en cuenta que su concepto operacional y sus principios de empleo son característicos y propios de esta Fuerza.

El espacio aéreo es la esencia de la Fuerza Aérea; es su razón de ser, no sólo como Fuerza de defensa activa y pasiva al servicio de la Nación, sino como Fuerza decisiva para el futuro de paz y cordialidad que construye el pueblo colombiano.

Socialmente, la Fuerza Aérea garantiza, durante las 24 horas del día, la protección única y permanente del espacio aéreo nacional; y pese a que su accionar y empleo de aeronaves, la podrían ubicar como ente contaminador, extiende su garantía a través de proyectos de protección ambiental que procuran una mayor producción de oxígeno, no sólo para la nación de la que hace parte de su defensa, sino para beneficio global.

❖ **Visión.** Una Fuerza Aérea desarrollada tecnológicamente, con el mejor talento humano y afianzada en sus valores, para liderar el poder aeroespacial y ser decisiva en la defensa de la nación. El desarrollo tecnológico en todos los ambientes de la Fuerza Aérea, es la orientación hacia un futuro deseado, no sólo por la comunidad aérea, sino por el pueblo colombiano. Ese objetivo, más que un sueño, es una realidad y cualidad de una Fuerza Aérea con futuro. Obviamente, la tecnología de punta exige de un talento humano muy preparado para operarla, con un compromiso de alto nivel y con competencias altamente calificadas, consecuentes con la velocidad, el alcance nacional, la precisión y la flexibilidad, que hagan de la ésta una Institución líder del poder aeroespacial a nivel nacional e internacional.

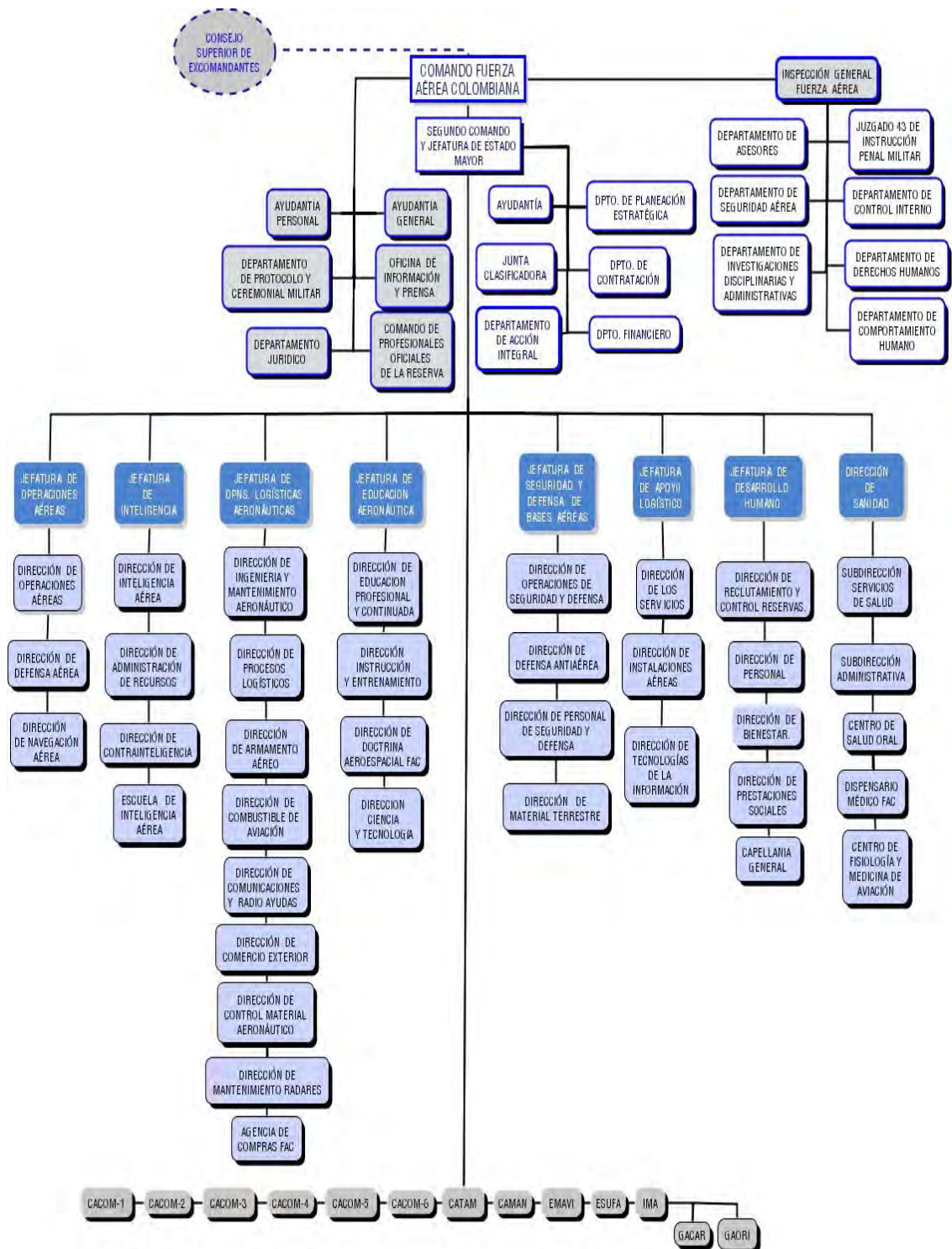
Una Fuerza Aérea con una cultura de aprendizaje permanente, requiere de un sustento fuerte de sus valores, que le permita una administración orientada por ellos y, que a su vez, sean ellos quienes orienten sus decisiones. Afianzarse en

los valores, no sólo indica su práctica permanente, sino una continua construcción de ellos, que conduzca a conductas éticas individuales, las que conjugadas desarrollan una cultura organizacional, que permita fortalecer la legitimidad de la Fuerza en el cumplimiento de su misión.

La aplicación correcta de los valores en el accionar del día a día durante el cumplimiento de las operaciones aéreas, el mantenimiento de un personal altamente seleccionado desde el momento de su incorporación, así como a través de su carrera militar y la aplicación de tecnología de punta, permitirán que la defensa de la nación, desde el accionar aéreo, sea decisiva para ganar la guerra y garantizar espacios de convivencia pacífica.

❖ **Estructura organizacional.** La estructura organizacional de la Fuerza Aérea Colombiana. Figura 1.

Figura 1. Estructura organizacional de la Fuerza Aérea Colombiana (FAC)



❖ **El futuro de la aviación en Cali.** En la Escuela Militar de Aviación (EMAVI) se está creando el primer avión hecho por la Fuerza Aérea Colombiana; este se le ha dado el nombre de X01- FAC, por ser un avión experimental y por ser el primer avión que está construyendo la Fuerza Aérea Colombiana, FAC.

La EMAVI pionera en casi todo lo que tiene que ver con la aviación militar colombiana, busca consolidarse como el mejor centro académico de formación del personal de la FAC en el país y a su vez, en un referente del desarrollo de la tecnología aeronáutica en Colombia.

Desde hace unos años en este claustro de formación se creó el Centro de Investigaciones Tecnológicas Aeronáuticas (CITA), en donde hoy se construye el X-01 FAC, el pequeño avión monoplaza que es la semilla de un gran proyecto que tiene como objetivo que Colombia produzca, en el largo plazo, sus propios aviones. Esta aeronave que tuvo sus orígenes a partir de la pequeña aeronave BD-05, que alguna vez voló en uno de sus filmes el famoso agente británico James Bond, la cual fue modificada casi completamente, se siembran los sueños de una Fuerza Aérea y una Nación que padece la vejez de la flotilla aérea.

Con este paso se quiere convertir el CITA y la EMAVI en un puente de interacción con la industria aeronáutica del sur occidente. Además, en el CITA se hacen investigaciones específicas para la FAC en aspectos como el envejecimiento de materiales aeronáuticos, en la detección de fallas en las aeronaves, dos situaciones que por sí solas o combinadas son causa de numerosos accidentes de aviación; se hacen además investigaciones en el campo aeroespacial y de robótica aérea.

1.2 OBJETIVOS

1.2.1 Objetivo general. Evaluar con base en la construcción la parte estructural de la Aeronave monoplaza X-01 FAC en materiales compuestos.

1.2.2 Objetivos específicos.

- ✓ Desarrollar planos y plantillas complementarios de algunas partes o secciones del avión monoplaza X-01 FAC que permitan realizar análisis de los cambios en la construcción.
- ✓ Analizar los cambios que se han desarrollado en la construcción de los modelos del monoplaza X-01 FAC en materiales compuestos.
- ✓ Elaboración de modelos del monoplaza X-01 FAC y analizar los resultados obtenidos.
- ✓ Realizar planos definitivos de la aeronave monoplaza X-01 FAC.
- ✓ Desarrollar y afianzar la tecnología en el Centro de Investigación en Tecnología Aeronáutica (CITA) para la construcción de aeronaves.

1.3 JUSTIFICACIÓN

El diseño es la tarea esencial de la ingeniería que permite formular un plan para la satisfacción de una necesidad específica o resolver un problema; por esto, se pretende evaluar la construcción de la aeronave monoplaza X-01 FAC y así continuar con la investigación, consolidación y desarrollo tecnológico en los procesos de diseño y manufactura de aeronaves en la Fuerza Aérea Colombiana (FAC), donde el proceso de evaluación de la parte estructural de la aeronave

requiere la realización de planos y plantillas, siendo este el punto de partida que permita realizar un análisis de los cambios en la construcción del monoplaza X-01 FAC.

Es importante saber que el Centro de Investigación en Tecnología Aeronáutica (CITA), está liderando numerosos proyectos que conlleven al desarrollo y apropiación de la tecnología para la construcción de aviones en materiales compuestos de matriz polimérica, donde la elaboración de los planos definitivos de la aeronave son de gran importancia para la consecución del objetivo primordial.

1.4 MARCO TEÓRICO

El avión es una aeronave más pesada que el aire, por lo general propulsada por medios mecánicos y sustentada por alas fijas como consecuencia de la acción dinámica de la corriente de aire que incide sobre su superficie.

La invención del avión, que es el producto de la habilidad de los hermanos Wright (ver Figura 2), para combinar los conocimientos sobre navegación aérea obtenidos de los vuelos en globo, con el motor de combustión interna, desarrollado en los últimos años del siglo IX. El 17 de diciembre de 1903, por primera vez en la historia, los hermanos Wright pudieron remontar un aparato que era más pesado que el aire, se trataba de un biplano, una máquina movida por fuerza propia y capaz de viajar sin perder velocidad.

Figura 2. Fotografía del avión construido por los hermanos Wright



Otros modelos de aviones más pesados que el aire son los VTOL y STOL. La aeronave VTOL (del inglés *vertical takeoff and landing*, 'despegue y aterrizaje verticales') es un avión cuyas características de vuelo son semejantes a las de los demás aviones; adicionalmente tienen la capacidad de despegar y aterrizar en vertical. Hay varias maneras de conseguir el despegue vertical desde tierra; la mayor parte de los diseños utilizan motores reactores giratorios que al comienzo del despegue se colocan en posición vertical y después, poco a poco, van rotando hasta situarse horizontalmente al adquirir la velocidad necesaria para volar; este sistema requiere mucha potencia de empuje en los motores. Las alas variables y los ventiladores móviles se usan también en este tipo de despegues, pero originan resistencias aerodinámicas muy altas para el vuelo horizontal. Los aviones convertibles combinan los rotores de los helicópteros con las alas fijas de los aviones y resultan apropiados para vuelos comerciales cortos de despegue vertical.

No había muchas personas que pensaran que ese podía ser un buen medio de transporte, así es que, a partir de 1911, la primera ocupación práctica que se le dio a los aviones fue el traslado de correspondencia. Las pequeñas aeronaves

comenzaron a surcar los cielos londinenses desde los poblados de Hendon a Windsor.

La Primera Guerra Mundial hizo pensar en la necesidad de aplicar este invento a fines militares y los gobiernos dedicaron muchos recursos a la investigación y al desarrollo de los aviones. Sólo por dar un ejemplo del impulso que la guerra dio a este invento, mientras que en 1914 los aviones existentes desarrollaban una velocidad de 113 km/h, los que entraron en funcionamiento en 1918 ya eran capaz de volar 225 km/h.

Las estructuras de las aeronaves se someten a esfuerzos muy diversos, tanto en vuelo como en tierra. Durante el vuelo, la estructura de la aeronave debe soportar las fuerzas de sustentación que se originan en las alas y que se transmiten a la unión de los planos con el fuselaje. Igualmente, debe soportar las fuerzas que aparecen cuando la aeronave sufre desplazamientos o cambios de dirección en vuelo. En efecto, si una aeronave pone rumbo distinto al que cursa en un instante determinado es claro que deben existir unas fuerzas que actúan en esa dirección y cambian la trayectoria de la aeronave. Además, en este rápido resumen habría que añadir las fuerzas que se transmiten a la aeronave como resultado de la turbulencia de la masa de aire en que se desplaza el avión, muy frecuentes cuando se vuela a baja altura.

Desde los primeros albores de la aviación se vio la necesidad de conseguir materiales ligeros, resistentes y con una serie de condiciones y cualidades mecánicas. Por otra parte, aún en los más primitivos sistemas de construcción, madera, bambú y lino, hacían falta colas y barnices resistentes, sólidos y seguros.

En el campo de los barnices, los nitro celulósicos desplazaron a los tradicionales, al aceite para protección y tensado de los materiales textiles con que se construía la mayor parte del revestimiento de los aeroplanos; sin embargo, el primer uso de

polímeros sintéticos en este campo se debió a razones de tipo estratégico. Se trataba de conseguir disimular los aviones de combate y una idea fue construir el avión transparente, es decir, revestir la estructura, de un material lo más transparente posible que debería hacer al aeroplano “invisible”. La idea la desarrolló el austriaco Petroczy von Petroczy en 1912 recubriendo un Lohner-Etrich “Taube” con una película transparente de “Emaillit”, que era un derivado del celuloide, muy semejante químicamente al barniz del mismo nombre y su impacto entre los especialistas se resume en una nota publicada en la revista “Flight” según la cual “sólo la estructura y los pasajeros del avión resultaban visibles desde el suelo, presentando un blanco muy difícil para los tiradores de fusil, dada la gran velocidad a que se desplazaban” (esta sería de unos 100 km/h).

1.4.1 Principios del vuelo. Un aeroplano se sustenta en el aire como consecuencia de la diferencia de presión que se origina al incidir la corriente de aire en una superficie aerodinámica como es el ala. En la parte superior la presión es menor que en la inferior y esa diferencia produce un efecto de empuje hacia arriba llamado sustentación. La magnitud del empuje depende de la forma del corte transversal del ala, de su área, de las características de su superficie, de su inclinación respecto al flujo del aire y de la velocidad del mismo.

1.4.2 Fuerzas que actúan en el vuelo de una aeronave. Sobre una aeronave en vuelo actúan una serie de fuerzas, unas favorables y otras desfavorables, siendo una tarea primordial del piloto ejercer control sobre ellas para mantener un vuelo seguro y favorable.

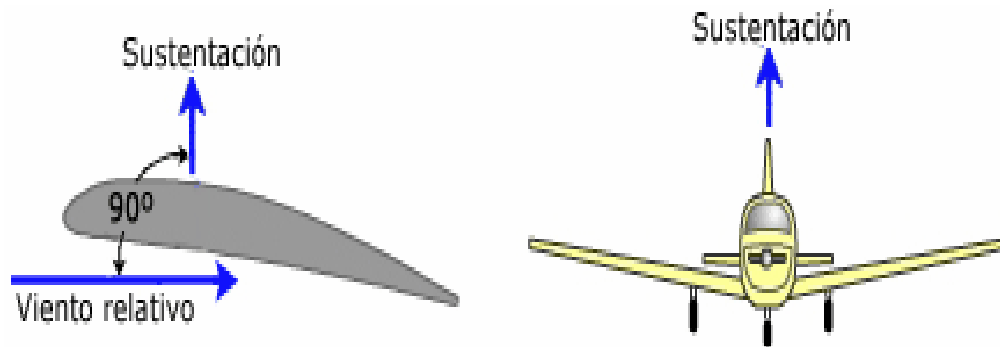
Las fuerzas principales que actúan sobre un aeronave en vuelo son cuatro: sustentación, peso, empuje y resistencia como se muestra en la Figura 3.

Figura 3. Fuerzas que actúan en el vuelo de una aeronave



❖ **Sustentación.** Es la fuerza desarrollada por un perfil aerodinámico moviéndose en el aire, ejercida de abajo hacia arriba, cuya dirección es perpendicular al viento relativo y a la envergadura del avión (no necesariamente perpendiculares al horizonte). Se suele representar con la letra L del inglés Lift = Sustentación (ver Figura 4).

Figura 4. Perpendicularidad de la sustentación



Cuando un avión está manteniendo la altura, la sustentación producida por las alas y otras partes del fuselaje se equilibra con su peso total. Hasta ciertos límites, cuando aumenta el ángulo de ataque y la velocidad de vuelo se mantiene

constante, el avión ascenderá; si, por el contrario, baja el morro del avión, disminuyendo así el ángulo de ataque, perderá sustentación y comenzará a descender. El sistema por el cual sube y baja el morro del avión se llama control de cabeceo.

Durante la aproximación para el aterrizaje, el piloto tiene que ir descendiendo y a la vez disminuyendo la velocidad lo más posible; esto produciría una considerable pérdida de sustentación y en consecuencia, un descenso muy fuerte y un impacto violento en la pista. Para remediarlo hay que lograr sustentación adicional alterando la superficie de las alas, su curvatura efectiva y su ángulo de ataque, mediante mecanismos adicionales como los *flaps*, alerones sustentadores que se extienden en la parte posterior de las alas y los *slats*, en la parte frontal. Ambas superficies se usan para el despegue y aterrizaje.

❖ **Resistencia.** Los mismos factores que contribuyen al vuelo producen efectos no deseables, como la resistencia, la fuerza que tiende a retardar el movimiento del avión en el aire, como se muestra en la Figura 5.

Figura 5. Dirección y sentido de la resistencia



Un tipo de resistencia es la aerodinámica, producida por la fricción que se opone a que los objetos se muevan en el aire. Depende de la forma del objeto y de la rugosidad de su superficie. Se puede reducir mediante perfiles muy aerodinámicos del fuselaje y alas del avión.

Hay diseños que incorporan elementos para reducir la fricción, consiguiendo que el aire que fluye en contacto con las alas mantenga el llamado flujo laminar cuando se desliza sobre ellas sin producir torbellinos.

Otro tipo de resistencia, llamada resistencia inducida, es el resultado directo de la sustentación producida por las alas. Se manifiesta en forma de torbellinos o vórtices en la parte posterior de los *slats* y especialmente del extremo de las alas; en algunos aviones se coloca una aleta pequeña denominada *winglet*, que reduce notablemente su efecto. Se llama resistencia total a la suma de ambas resistencias.

La ingeniería aeronáutica trata de conseguir que la relación entre la sustentación y la resistencia total sea lo más alta posible, lo que se obtiene teóricamente al igualar la resistencia aerodinámica con la inducida, pero dicha relación en la práctica está limitada por factores como la velocidad y el peso admisible de la célula del avión. En el avión de transporte subsónico su valor puede llegar a veinte; en los de altas características se duplica ese valor, mientras que el incremento de la resistencia, cuando se vuela a velocidades supersónicas, lo reduce a menos de diez.

❖ **Peso.** Es la fuerza de atracción gravitatoria sobre un cuerpo, siendo su dirección perpendicular a la superficie de la tierra, su sentido hacia abajo y su intensidad proporcional a la masa de dicho cuerpo. Esta fuerza es la que atrae al avión hacia la tierra y debe ser contrarrestada por la fuerza de sustentación para mantener al avión en el aire, ver Figura 6. Dependiendo de sus características, cada avión tiene un peso máximo que no debe ser sobrepasado.

Figura 6. Dirección y sentido del peso



❖ **Empuje o tracción.** Esta fuerza se obtiene acelerando una masa de aire a una velocidad mayor que la de la aeronave. La reacción de igual intensidad pero de sentido opuesto según la tercera ley del movimiento de Newton, mueve el avión hacia delante. En aviones de hélice, la fuerza de propulsión la genera la rotación de ésta, movida por el motor; en reactores, la propulsión se logra por la expulsión violenta de los gases quemados por la turbina.

Esta fuerza se ejerce en la misma dirección a la que apunta el eje del sistema propulsor, que suele ser más o menos paralela al eje longitudinal del avión, como se muestra en la Figura 7.

Figura 7. Dirección y sentido de empuje



El factor principal que influye en esta fuerza es la potencia del motor, pero hay otros elementos que también influyen como pueden ser la forma y tamaño de la hélice, octanaje del combustible y densidad del aire.

1.4.3 Ejes del avión. Son rectas imaginarias e ideales trazadas sobre el avión (véase la Figura 8), su denominación y los movimientos que se realizan alrededor de ellos son:

❖ **Eje longitudinal.** Es el eje imaginario que va desde la punta hasta la cola del avión. El movimiento alrededor de este eje (levantar un ala bajando la otra) se denomina alabeo, también se llama eje de alabeo.

❖ **Eje transversal o lateral.** Eje imaginario que va desde el extremo de un ala al extremo de la otra. El movimiento alrededor de este eje (morro arriba o morro abajo) se denomina cabeceo, también conocido como eje de cabeceo.

❖ **Eje vertical.** Eje imaginario que atraviesa el centro del avión. El movimiento en torno a este eje (morro girando a la izquierda o la derecha) se llama guiñada.

Figura 8. Ejes del avión y movimientos sobre ellos.



En un sistema de coordenadas cartesianas, el eje longitudinal o de alabeo sería el eje "x"; el eje transversal o eje de cabeceo sería el eje "y" y el eje vertical o eje de guiñada sería el eje "z". El origen de coordenadas de este sistema de ejes es el centro de gravedad del avión.

1.4.4 Estructura del avión. Un avión de diseño actual y convencional presenta cuatro componentes: fuselaje, alas, empenaje de cola y tren de aterrizaje. La Figura 9 y 10 muestran la forma básica de un avión, de un tipo de los muchos existentes.

Figura 9. Estructura general de un avión

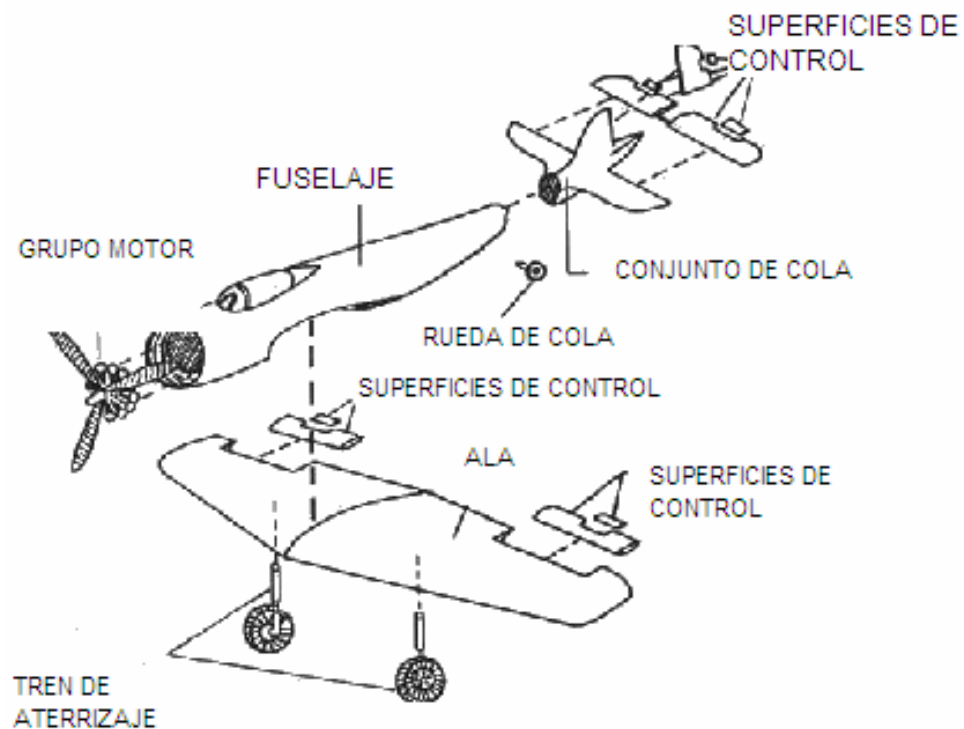
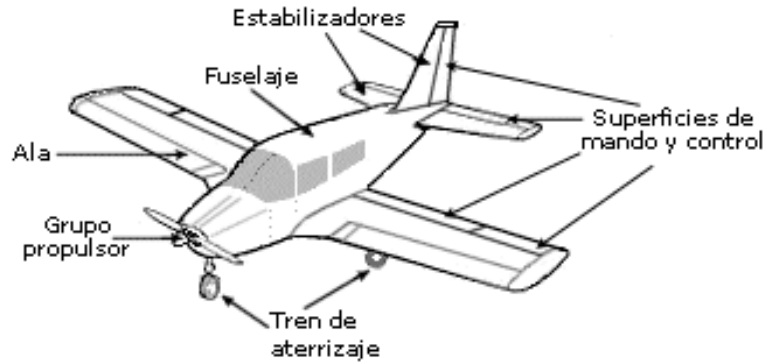


Figura 10. Estructura general del avión



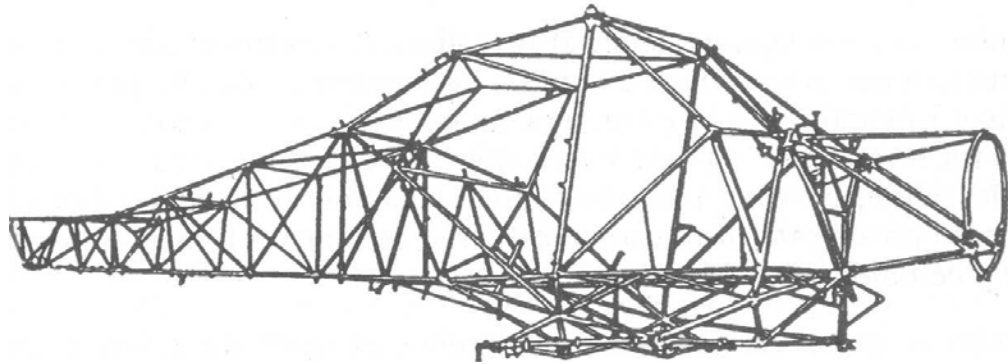
❖ **Fuselaje.** Es el cuerpo principal de la estructura del avión, cuya función principal es la de dar cabida a la tripulación, a los pasajeros y a la carga, además de servir de soporte principal al resto de los componentes. El diseño del fuselaje además de atender a estas funciones, debe proporcionar un rendimiento aceptable al propósito a que se destine el avión. Los fuselajes que ofrecen una menor resistencia aerodinámica son los de sección circular, elíptica u oval y de forma alargada y ahusada.

Los fuselajes de los aviones pueden ser de tres tipos: fuselaje reticular, fuselaje monocasco y fuselaje semimonocasco.

✓ **El fuselaje reticular o fuselaje tubular.** Se fabrica de tubos de acero soldados, dispuestos en forma de tirantes sobre cuadernas o "cuadros" que conforman y dan rigidez a la estructura (véase la Figura 11). Esta estructura se cubre luego con planchas de madera o planchas metálicas, o más frecuentemente con lona, de manera que adquieren una forma uniforme y contorneada. Es importante señalar que el material externo o de cubrimiento de estas estructuras no añade resistencia al conjunto.

Las cargas son soportadas por los tirantes, las diagonales y los cuadros que constituyen la estructura. Esta construcción se emplea en algunos tipos de aviones ligeros.

Figura 11. Esquema fuselaje reticular

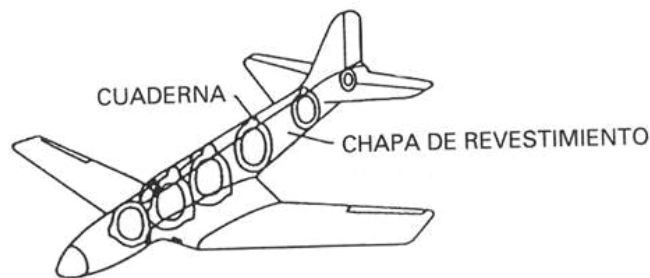


✓ **El fuselaje monocasco.** Es una construcción de procedencia naval, hasta tal punto que los primeros aviones que volaron con fuselaje de estructura monocasco fueron los antiguos hidroaviones contruidos en madera. La estructura monocasco es un tubo en cuyo interior se sitúan, a intervalos, unas armaduras verticales llamadas cuadernas. Las cuadernas dan forma y rigidez al tubo. La Figura 12 muestra un esquema de la estructura monocasco. La palabra "monocasco" quiere decir "todo en una pieza". Es importante observar que esta estructura proporciona un interior diáfano, en particular si se compara con la estructura tubular donde existen un sin fin de tubos cruzados.

El "tubo" del fuselaje, es decir, el revestimiento exterior, forma parte integral de la estructura del avión pues va unido a las cuadernas; de ahí que se diga que el revestimiento metálico de la estructura monocasco es resistente, o si se prefiere decir de otra forma, que soporta y transmite los esfuerzos a que está sometido el fuselaje del avión. Se observa una nueva diferencia con el fuselaje tubular, donde

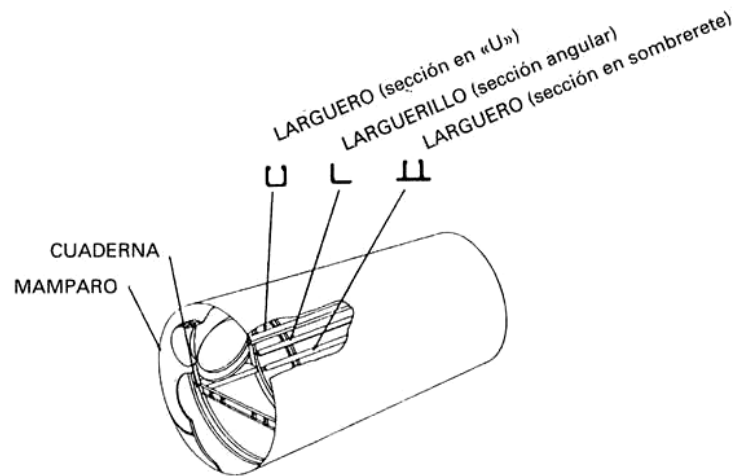
el revestimiento no soporta ni transmite esfuerzo alguno y sólo sirve para dar forma uniforme y aerodinámica al fuselaje.

Figura 12. Esquema fuselaje monocasco



✓ **El fuselaje semimonocasco.** Es el fuselaje más utilizado hoy día. Ha resuelto en cierta forma el problema del espesor de la chapa de revestimiento con la introducción de piezas de refuerzo adicional e intermedia (véase la Figura 13). Estas piezas adicionales se llaman largueros y larguerillos, que se sitúan uniendo cuadernas a lo largo de eje longitudinal del fuselaje. La presencia de estos miembros estructurales permite el adelgazamiento de la chapa de revestimiento. Los largueros son los miembros longitudinales más importantes del fuselaje semimonocasco. Los larguerillos cumplen una función secundaria de refuerzo, pero son los que dan forma al fuselaje y constituyen los puntos principales de unión del revestimiento metálico.

Figura 13. Esquema estructura fuselaje semimonocasco



La resistencia mecánica de las cuadernas y de los largueros varía a lo largo de la estructura del fuselaje, en función de las cargas que tienen que soportar. De igual forma, el espesor del revestimiento depende también de las cargas soportadas. En general, el fuselaje se fabrica en dos o más secciones que se ensamblan en la fase final de montaje del avión.

La mayor parte de los aviones de transporte actuales llevan sistemas de presurización del aire de la cabina con objeto de hacer más agradable el vuelo. En casos de vuelo a altitudes elevadas (cuando van por arriba de 5.000 metros) es necesaria la presurización con objeto de mantener suficiente oxígeno en la cabina. Por esta razón los fuselajes tienen que ser herméticos y además deben soportar las fuerzas que se originan por la diferencia de presión entre el interior de la cabina y la presión exterior, es decir, la presión atmosférica existente a la altitud de vuelo. Este tipo de esfuerzos se llaman cargas de presurización.

La sección del fuselaje tiende a ser circular, entre otras razones porque esta forma alivia las cargas de presurización (de hecho, un fuselaje que no tenga la sección

circular tiende a adoptar esta forma cuando se somete a presión interna). En todo caso, es necesario indicar que intervienen numerosos factores de diseño en la forma del fuselaje e incluso llegan a estudiarse las geometrías que pueden proporcionar mayores índices de supervivencia en accidentes leves o moderados, escape del avión en situaciones de emergencia, etc.

❖ **Alas.** Son el elemento primordial de cualquier aeroplano, en ellas es donde se originan las fuerzas que hacen posible el vuelo. En su diseño se tienen en cuenta aspectos como: peso máximo a soportar, resistencias generadas, comportamiento en la pérdida, es decir, los factores que proporcionen el rendimiento óptimo para compaginar la mejor velocidad con el mayor alcance y el menor consumo de combustible posible.

Terminología del ala:

✓ **Perfil.** Es la forma de la sección del ala, es decir, lo que se ve si se corta esta transversalmente "como en rodajas". Salvo en el caso de alas rectangulares en que todos los perfiles ("rodajas") son iguales, lo habitual es que los perfiles que componen un ala sean diferentes; se van haciendo más pequeños y estrechos hacia los extremos del ala.

Los perfiles aerodinámicos según su geometría, se clasifican en distintos tipos:

Cóncavo-convexo. Estos perfiles se caracterizan por tener el intradós cóncavo y el extradós convexo. Son perfiles de bajo espesor y de gran sustentación usados en veleros de uso general, en los que se busca una alta velocidad. Los perfiles cóncavo-convexos fueron ampliamente usados en aviones de combate, sobre todo en los biplanos de la Primera Guerra Mundial.

Doble curvatura. Denominados así porque tanto el extradós como el intradós poseen una doble curvatura. Es decir, ambos están formados por una línea ondulada con el borde de fuga levantado de manera que se trata de perfiles autoestables. Debido a esta característica son ideales para ser usados en las alas volantes (aviones sin empenaje de cola) y en los aviones con alas en flecha.

Simétrico o biconvexo-simétrico. Tanto el extradós como el intradós poseen la misma curvatura, siendo simétricos respecto a su cuerda. Estos perfiles son utilizados preferentemente por aviones acrobáticos para una mejor ejecución de las figuras.

Semi-simétrico. Quizás los perfiles más usados en aerodinámica sean los de este tipo, denominado así por tener una curvatura convexa en el intradós. Son utilizados en casi todo tipo de aviones porque son de fácil construcción y pueden ejecutar cualquier figura acrobática, aunque con ciertas limitaciones.

Plano-convexo. Denominados así por tener el extradós convexo y el intradós plano casi en su totalidad. Es el tipo de perfil idóneo para ser utilizado en aviones entrenadores, en los que debe primar el vuelo lento y seguro. Entre los perfiles plano-convexo se encuentra el modelo *Clark Y*. Este tipo de perfil, posee excelentes características aerodinámicas gracias a su intradós plano y a su 12% de espesor.

✓ **Borde de ataque.** Es la parte delantera del perfil por donde éste recibe el viento. El borde de ataque de los perfiles usados en aplicaciones subsónicas es redondeado, con un radio del orden del 1% de la longitud de la cuerda y es tangente a la superficie superior e inferior.

- ✓ **Borde de salida.** Es el borde posterior del ala, es decir, la línea que une la parte posterior de todos los perfiles del ala; o dicho de otra forma: la parte del ala por donde el flujo de aire perturbado por el ala retorna a la corriente libre.
- ✓ **Extradós.** Parte superior del ala comprendida entre los bordes de ataque y salida.
- ✓ **Intradós.** Parte inferior del ala comprendida entre los bordes de ataque y salida.
- ✓ **Espesor (t).** Distancia máxima entre el extradós y el intradós. El valor del espesor máximo y su posición se expresan en un porcentaje de la cuerda. La relación (t/c) entre el espesor máximo y la cuerda se denomina espesor relativo del perfil.
- ✓ **Cuerda: (c).** Es la línea recta que une el borde de ataque con el borde de salida. Es una dimensión característica del perfil.
- ✓ **Línea de curvatura media.** Es una línea equidistante entre el extradós y el intradós.
- ✓ **Línea del 25% de la cuerda.** Línea imaginaria que se obtendría al unir todos los puntos situados a una distancia del 25% de la longitud de la cuerda de cada perfil, distancia medida comenzando por el borde de ataque.
- ✓ **Radio de curvatura.** Define la forma del borde de ataque y es el radio de un círculo tangente al estrados e intradós, y con su centro situado en la línea tangente en el origen a la línea de curvatura media.
- ✓ **Superficie alar (s).** Superficie total correspondiente a las alas.

✓ **Envergadura (b).** Distancia entre los dos extremos de las alas. Por simple geometría, si se multiplica la envergadura por la cuerda media se obtiene la superficie alar.

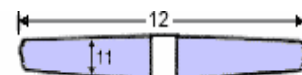
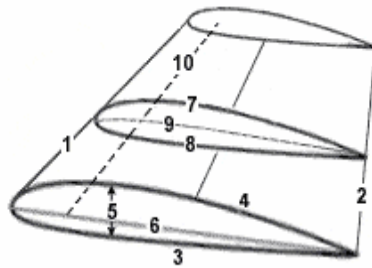
✓ **Alargamiento (Aspect Ratio -A-).** Es la relación entre la envergadura y la cuerda media.

$$A=b/c \quad \text{ó} \quad b^2/s$$

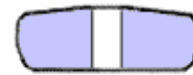
Gráficamente como se ve en la Figura 14.

Figura 14. Terminología general de los elementos del ala

- 1 - Borde de ataque.
- 2 - Borde de salida.
- 3 - Intrados.
- 4 - Extradors.
- 5 - Espesor.
- 6 - Cuerda.
- 7 - Curvatura superior.
- 8 - Curvatura inferior.
- 9 - Curvatura media.
- 10 - Línea 25% de la cuerda.
- 11 - Cuerda media.
- 12 - Envergadura.



Mayor alargamiento.
Menor resistencia inducida.



Menor alargamiento.
Mayor resistencia inducida.

● Superficie alar=Cuerda media*Envergadura

$$\text{Alargamiento} = \frac{\text{Envergadura}}{\text{Cuerda media}}$$

✓ **Flecha (sweep) Λ .** Ángulo que forman las alas (más concretamente la línea del 25% de la cuerda) respecto del eje transversal del avión*. La flecha puede ser positiva (extremos de las alas orientados hacia atrás respecto a la raíz o encastre, que es lo habitual), neutra, o negativa (extremos adelantados), como se ve en la Figura 15.

* Si el ala no tuviera estrechamiento, este ángulo sería el mismo que en el formado por el borde de ataque del ala y la perpendicular al eje longitudinal.

Figura 15. Flecha del ala



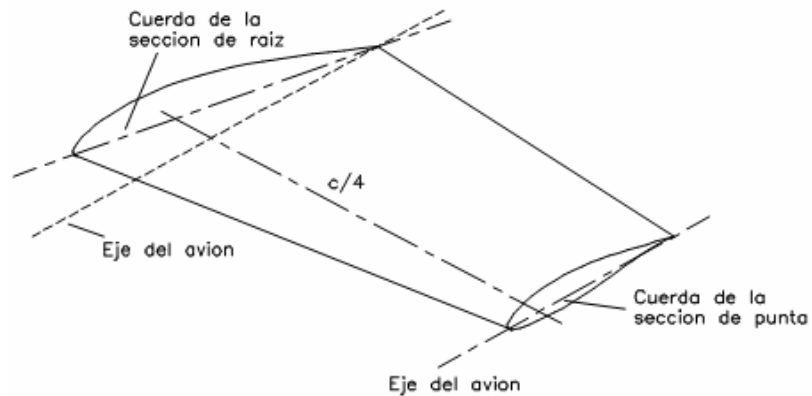
✓ **Diedro (δ).** El ángulo diedro del ala es el formado por ésta con un plano horizontal, cuando es visto el avión de frente. El ángulo diedro afecta las características de estabilidad lateral del avión, véase la Figura 16.

Figura 16. Ángulos diedros



✓ **Torsión.** La Torsión o Twist puede ser geométrica o aerodinámica. La torsión geométrica (véase la Figura 17) consiste en que los ángulos de ataque de cada uno de los perfiles que componen el ala sean diferentes, dando a la sección de punta un ángulo de ataque menor que en la raíz. Esta torsión (giro relativo de las cuerdas), se suele hacer gradualmente desde la raíz a la punta del ala.

Figura 17. Torsión geométrica



La torsión aerodinámica se logra colocando perfiles diferentes a lo largo del ala. El efecto logrado es el mismo que se consigue con la torsión geométrica. Una forma de lograr la torsión aerodinámica, es aumentando las curvaturas de los perfiles, progresivamente desde la raíz a la punta.

Las alas se pueden clasificar según el número de superficies sustentadoras en:

- ✓ Monoplanos. Si tiene una superficie sustentadora. (ver Figura 18)
- ✓ Biplanos. Si tienen dos. (como se ve en la Figura 19)
- ✓ Sexquiplanos. Si tienen dos, siendo una menor que la otra.
- ✓ Triplanos. Si tienen tres.

Figura 18. Esquema de superficies sustentadoras tipo Monoplano

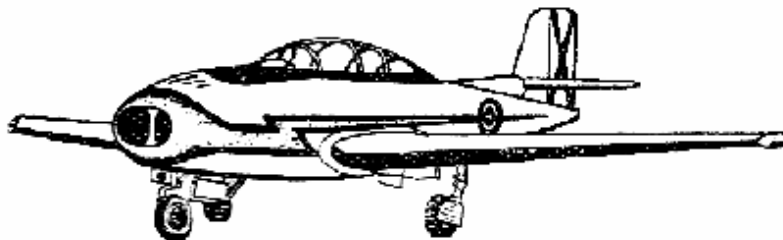
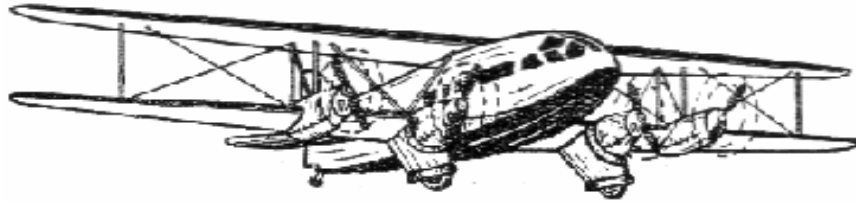


Figura 19. Esquema de superficies sustentadoras tipo Biplano



Clasificación de los monoplanos según la posición de las alas (Planos)

Los monoplanos se clasifican como aparece en la Figura 20.

Figura 20. Clasificación de los monoplanos según la posición de estos.



Plano Alto



Plano Medio



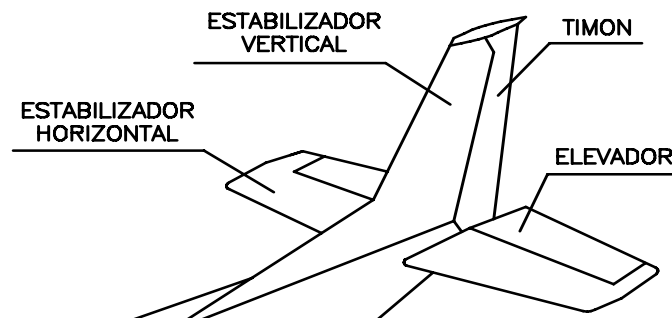
Plano Bajo

❖ **Empenaje de cola.** El modelo normal de empenaje de cola consta de dos superficies básicas, la horizontal y la vertical. Cada una tiene secciones fijas para proporcionar estabilidad y móviles para controlar mejor el vuelo.

La sección fija de la superficie horizontal se llama estabilizador horizontal y suele estar en la parte frontal, mientras que en la posterior se encuentra la parte móvil llamada timón de profundidad o elevador, como se ve en la Figura 21.

Algunas veces toda la superficie se puede mover y el elevador se elimina. La parte fija de la superficie vertical es el estabilizador vertical y la móvil, el timón de dirección. Hay diseños que tienen dos superficies verticales y, por tanto, dos timones de dirección. Los empenajes de cola inclinados combinan las funciones de dirección y profundidad en un solo mecanismo. En general, las colas son pequeñas alas diseñadas para soportar una pequeña fracción de sustentación.

Figura 21. Empenaje de cola



La cola suministra equilibrio, estabilidad y control. El equilibrio se refiere a la generación de una fuerza de sustentación que, actuando a lo largo de un brazo de palanca alrededor del centro de gravedad, balancea algún otro momento producido por el avión. Para el horizontal, el equilibrio se refiere al balanceo del momento de cabeceo producido por el ala. Como el momento de cabeceo varía bajo diferentes condiciones de vuelo, la incidencia del horizontal es ajustable en un rango de tres grados por encima y por debajo.

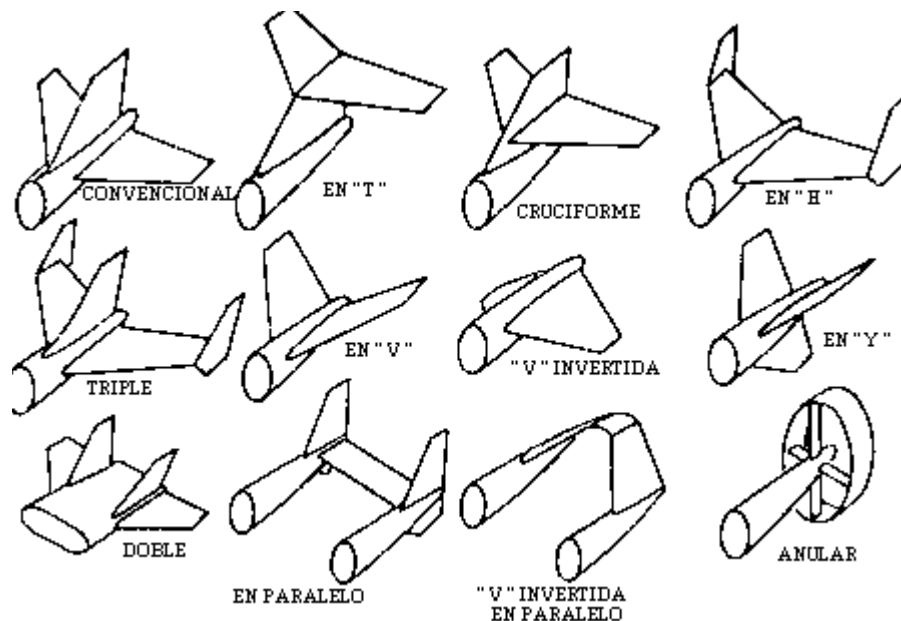
Para el vertical, la generación de una fuerza equilibrante no se requiere normalmente, porque el avión es usualmente simétrico y no se crea ningún momento des balanceador.

Las colas son un elemento clave de estabilidad, actuando de manera semejante a las aletas de una flecha, esto es, dirigen la flecha en una dirección establecida y no al azar como ocurriría si esta no tuviera las aletas.

Otra de las funciones importantes de la cola es el control. La cola debe ser dimensionada para proporcionar un control adecuado en todas las condiciones críticas tales como: caída en picada, baja velocidad de vuelo, vuelo a velocidad superior a la del sonido, vuelo sin motor y recuperación de una barrena.

✓ **Tipos de cola.** La Figura 22, muestra diferentes formas de colas. La selección de un tipo específico de cola se hace de acuerdo con las condiciones aerodinámicas y de estabilidad del avión.

Figura 22. Tipos de cola



1.5 METODOLOGIA

Para el desarrollo del proyecto se empleo una metodología participativa e investigativa, pretendiendo desde el comienzo, la colaboración en la búsqueda y consolidación de la información sobre la construcción de aeronaves.

Durante toda la implementación del proyecto, se fortaleció el conocimiento teórico y práctico en el campo de los materiales compuestos de matriz polimérica, además de la realización de planos y modelos para la verificación de la aeronave, efectuando una evaluación continua que permitió un mejor desarrollo del proyecto, recurriendo a diferentes fuentes como: investigación bibliográfica, Internet e intercambio de información con el asesor del proyecto.

Los pasos seguidos para el desarrollo del proyecto fueron:

- ✓ Realización de planos y plantillas de la aeronave X-01 FAC.
- ✓ Verificación de la estructura de los modelos.
- ✓ Elaboración de los modelos finales del monoplaza X-01 FAC.
- ✓ Análisis y comparación de resultados.
- ✓ Elaboración de planos definitivos de la aeronave.
- ✓ Realización del prototipo.
- ✓ Presentación de documento al Centro de Investigación en Tecnología Aeronáutica (CITA) como guía para futuras investigaciones.

2. MATERIALES USADOS EN AVIACIÓN

Los aviones usados para recreo privado, negocios, usos agrícolas, vuelos de instrucción civil y otros servicios especiales se pueden englobar en el término de aviación general. Hay una enorme variedad de aeroplanos en esta categoría, desde los pequeños ultraligeros de un solo asiento, los de enseñanza con dos, o los más grandes con cuatro, todos con un solo motor de pistón, hasta los más complejos bimotores a reacción, capaces de realizar vuelos transatlánticos a la misma velocidad y altura que los grandes aviones comerciales.

Uno de los campos con más aplicación de la aviación general es la agricultura, donde se utilizan aviones para fumigar o para distribuir fertilizantes y simientes. También se usa para la inspección aérea de oleoductos y tendidos eléctricos, fotografía aérea, cartografía, patrullas forestales y control de la fauna salvaje.

En la industria aeronáutica, los materiales compuestos aportan seis propiedades que permiten distinguirlos de manera positiva de los materiales tradicionales: aumenta la vida útil gracias a su buena resistencia a la fatiga, a la corrosión, aumenta la resistencia al fuego, simplifica el diseño gracias a la posibilidad de la integración de función, de la obtención de formas complejas y su ligereza.

2.1 MATERIALES AERONÁUTICOS

Los materiales básicos de la construcción aeronáutica se clasifican en cuatro grupos:

- ✓ Aleaciones férreas. Tienen como elemento fundamental el hierro.

✓ Aleaciones ligeras. Se clasifican en tres grupos, tales como: aleaciones ligeras de aluminio, de titanio y de magnesio. Se llaman aleaciones ligeras porque el peso específico de estos materiales es considerablemente menor que el de las aleaciones férreas.

✓ Materiales compuestos. Están formados por hilos o fibras de material de gran resistencia embebida en una matriz polimérica. Los materiales compuestos son el último grupo de materiales que ha llegado a la industria aeronáutica, con el objetivo de disminuir el peso de los componentes estructurales de las aeronaves pero manteniendo la resistencia mecánica.

✓ Materiales auxiliares. Es un extenso grupo en que hay que incluir los polímeros, gomas, etc., materiales que se emplean en partes específicas auxiliares de la aeronave.

Cierto grupo de aviones antiguos y de categorías especiales emplean tejidos de lona o sintéticos como elementos de recubrimiento de planos y fuselaje.

De la anterior clasificación, los materiales utilizados para la construcción de la aeronave que se llevará a cabo en este proyecto, fueron materiales compuestos, ya que estos son de última tecnología, puesto que presentan buenas propiedades, un excelente desempeño durante su vida útil y esencialmente son bastante livianos.

2.2 MATERIALES COMPUESTOS DE GRAN IMPORTANCIA PARA EL DISEÑO DE AERONAVES

Los materiales compuestos pueden tener una matriz que puede ser polimérica, cerámica o metálica, cada uno de estos se subdivide dependiendo del tipo de material de refuerzo o relleno que posean.

❖ **Compuestos de matriz de polímero (PMC).** Son los más comunes. También conocidos como FRP, Polímeros Reforzados con Fibras, estos materiales usan una resina polimérica como la matriz y una variedad de fibras como materiales de refuerzo, las fibras más utilizadas son fibras de vidrio, fibras de carbono y fibras de aramida (kevlar).

❖ **Compuestos de matriz metálica (MMC).** Son materiales que usan un metal como matriz (aluminio, cobre, acero, etc.), son reforzados por fibras (carburo de silicio, boro, etc.) o por dispersión de whiskers o de partículas duras (carburos, óxidos, etc.) en la matriz. Los MMC presentan un uso cada vez más frecuente en la industria automotriz y aeroespacial.

❖ **Compuestos de matriz cerámica (CMC).** Estos materiales usan un material cerámico como la matriz y como material de refuerzo fibras de diferentes materiales metálicos (fibras de acero, cobre y otros metales), polímeros (fibras de arámida, de polietileno de alta densidad etc.), cerámicos (como ejemplo clásico esta el concreto). Estos materiales compuestos tienen la ventaja que algunos de ellos se pueden usar a temperaturas muy elevadas.

La selección del tipo de matriz está condicionada fundamentalmente por la temperatura de servicio a la cual va a estar expuesto el material. Las matrices poliméricas se utilizan hasta 200°C, las matrices metálicas hasta casi la temperatura de fusión de la aleación correspondiente y las matrices cerámicas para temperaturas extremas. En la tabla 1 aparecen los materiales compuestos, según el tipo de matriz y el tipo de refuerzo utilizado.

Los materiales compuestos de matriz polimérica o cerámica reforzados con fibras continuas, que ofrecen unas propiedades mecánicas comparables o superiores a las aleaciones metálicas son los que se conocen como materiales compuestos avanzados.

Tabla 1. Clasificación de los materiales compuestos.

Matriz	Polimérico		Metálico		Cerámico	
	Fibras	Partículas	Fibras	Partículas	Fibras	Partículas
Polimérica	Ej.: PMC con fibras de arámida (Chalecos antibalas)	No utilizable	Ej.: PMC con fibras de acero (neumático)	Ej.: PMC con polvo de hierro.	Ej.: PMC con fibras de vidrio.	Ej.: PMC con polvo de cuarzo.
Metálica	No utilizable	No utilizable	Ej.: MMC con fibras de boro	Ej.: AIMMC con inter metálicos.	Ej.: MMC con fibras de SiO_2	Ej.: Al+MMC SiO_2
Cerámica	Ej.: Concreto reforzado con polímero.	No utilizable	Ej.: Hormigón armado	C.M.C. con inter metálicos	No utilizable	Ej: Arena + cemento

Los materiales compuestos utilizados para el diseño de la Aeronave X-01 FAC, están constituidos por dos elementos: fibra de vidrio y material aglomerante, siendo ésta una resina polimérica (vinilester* y epóxica). Las fibras de vidrio son hilos de un material de muy alta resistencia que están entretejidos. Los hilos de vidrio se fabrican haciendo pasar el vidrio fundido por unos orificios pequeños, logrando formar hilos de muy alta resistencia que se bobinan en carretes.

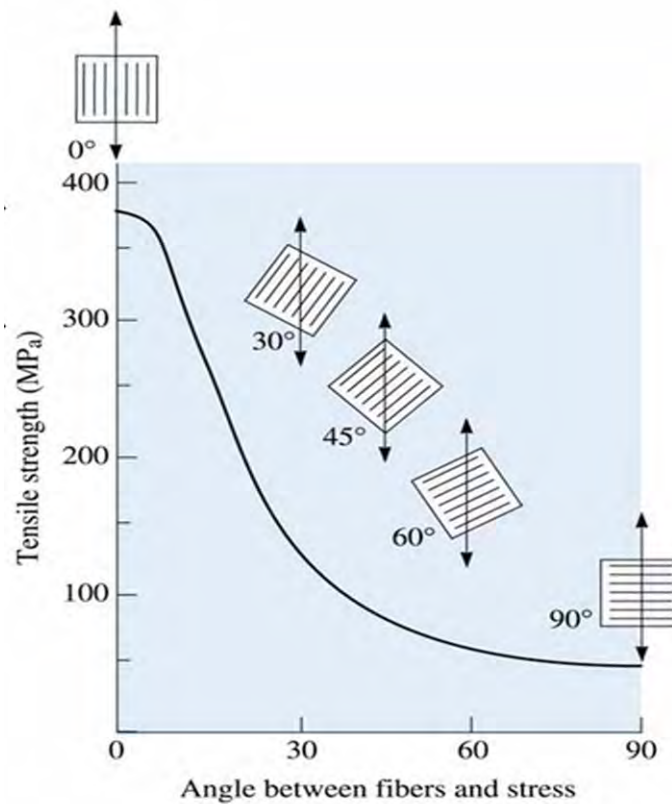
La orientación de los hilos es la que determina la resistencia del elemento**, dado que si se ubica todos los hilos en una dirección la pieza resultante tendrá una gran resistencia en esa dirección, pero poca en la dirección transversal. Por lo

* Resina conocida como antiácida, ya que posee la más alta resistencia al ataque químico y a la temperatura.

** La máxima resistencia se puede obtener si se usan las fibras de vidrio continuas y en el mismo sentido que actúan las fuerzas de trabajo sobre la pieza.

tanto, esto es fundamental en la construcción de las piezas para garantizar que resistan a los esfuerzos principales que van hacer sometidas durante su vida útil, como se aprecia en la Figura 23.

Figura 23. Efecto de la orientación de la fibra en la resistencia tensil de un MC de matriz epóxica reforzado con fibras de vidrio E.



Las propiedades mecánicas de los materiales compuestos al compararlos respecto a las mejores aleaciones de aluminio, se obtiene que los valores de resistencia mecánica en relación al peso son del orden de cuatro veces mayores.

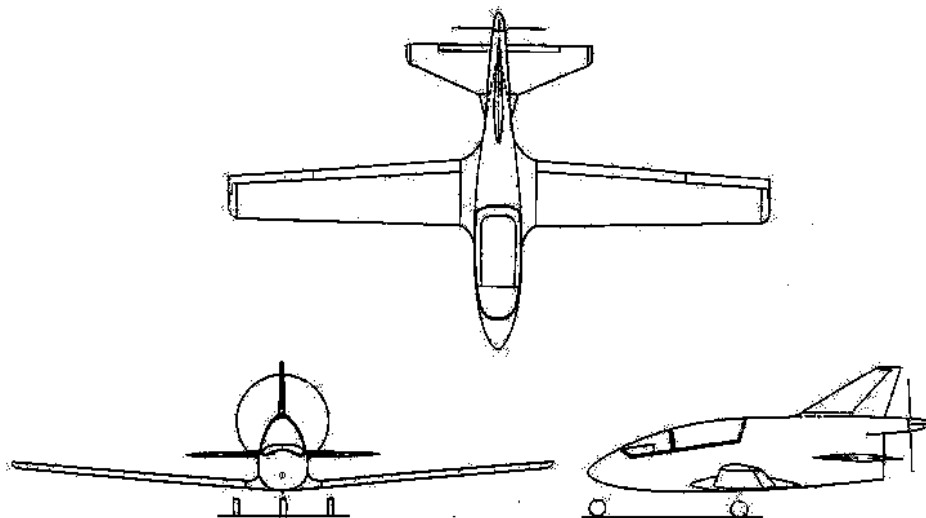
3. DESCRIPCIÓN DEL DISEÑO DE LA PARTE ESTRUCTURAL DE LA AERONAVE X-01 FAC EN MATERIALES COMPUESTOS

En este capítulo se presenta la secuencia que se llevó a cabo para la evaluación y realización de planos y plantillas finales que permiten la construcción de la aeronave X-01 FAC en materiales compuestos.

3.1 DISEÑO CONCEPTUAL

Para el desarrollo del diseño de la Aeronave X-01 FAC se partió de la Aeronave BD-5, que es un avión deportivo de alto rendimiento, que fue diseñado para un solo pasajero, que presenta características esenciales como son: de ala baja, construido principalmente en metal, utilizando aluminio aeronáutico y acero, con propulsión posterior (pusher), diseñado y elaborado por Bede Aircraft, Inc., en Newton, Kansas, en la década de 1970. Esta aeronave se realizó para uso recreacional y deportivo en ciertos vuelos. (Véase en la Figura 24)

Figura 24. Configuración original del BD-5



Los planos de ensamble de la aeronave BD-5 (ver la Figura 25) fueron adquiridos por el Centro de Investigación de Tecnología Aeronáutica (CITA) de la Fuerza Aérea Colombiana, con el fin de tener un punto de referencia para la construcción de la aeronave X-01, siendo éste el primer avión que llevará a cabo la institución sirviendo como base y experiencia para nuevos proyectos e investigaciones. La diferencia entre la Aeronave X-01 FAC y el modelo inicial se presenta en su construcción, (como se muestra en la Tabla 2) puesto que sus materiales son de última tecnología, como son los materiales compuestos, entre estos figuran: fibra de carbono, fibra de vidrio y kevlar; obteniendo como principal beneficio un menor peso y excelentes propiedades mecánicas.

Figura 25. Construcción convencional del BD-5



Tabla 2. Características principales de la aeronave BD-5

Propiedades	Avión BD-5
Velocidad máxima, Km/h(mph)	320 (200)
Velocidad de crucero, Km/h (mph)	288 (180)
Velocidad de pérdida (STALL), Km/h (mph)	95 (59)
Rata de ascenso, m/s (ft/min)	9.65 (1900)
Distancia de despegue, m (ft)	229 (750)
Distancia de aterrizaje, m (ft)	214 (700)
Motor	Hirt 2706
Potencia de salida, kw(hp)	50.7(68)
Rango de potencia, kw(hp)	41-60.7(55-80)
Capacidad de combustible, Lt(US gal)	98.4(26)
Peso vacío, kg(lb)	208.6(460)
Peso máximo, kg(lb)	376.5(830)
Altura, m(ft)	1.7(5.6)
Longitud, m(ft)	4.26(13.99)
Envergadura, m(ft)	6.55(21.5)
Área alar, m ² (ft ²)	4.4(47.4)

3.2 DESCRIPCIÓN DE LA AERONAVE X-01 FAC

Para el diseño de la Aeronave X-01 FAC en materiales compuestos hubo una serie de cambios con respecto al avión BD-5 para mejorar su funcionamiento y desempeño durante el vuelo, haciendo de ésta una aeronave más confiable. A continuación, se explica en qué consiste cada uno de los cambios efectuados a las partes modificadas, así como las superficies sustentadores agregada a la Aeronave X-01 FAC.

3.2.1 Superficies sustentadoras. Entre las superficies sustentadoras se mencionan las siguientes:

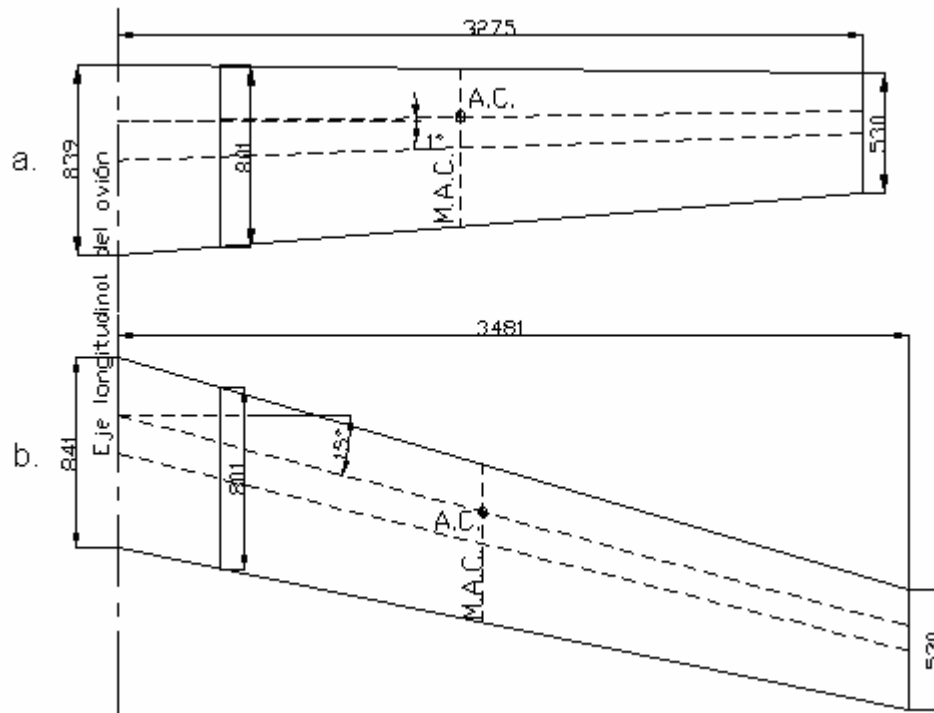
❖ **Alas ó planos principales.** Siendo estos el elemento primordial de cualquier aeronave, ya que en estas es donde se originan las fuerzas que hacen posible el vuelo, se realizaron los cambios agregando una ala canard para mejorar su sustentación, así trasladando el plano principal hacia atrás para alejarlo del centro de gravedad de la aeronave y lograr disminuir la carga alar de las alas, otras modificaciones representativas en el plano principal fue el cambio de un ángulo de flechamiento de 15° a uno de 30° de la cuerda media del plano, con el objetivo de desplazar hacia atrás el centro aerodinámico (C.A.), en el que se ubica la resultante de las fuerzas aerodinámicas generadas por un ala, siendo de ellas la más importante y que interesa para la sustentación (Lift).

Con este cambio lo que se logró es disminuir la carga alar en los planos y reducir la sustentación que debe generar el ala para una condición de vuelo determinada, esta disminución en la sustentación se ve afectada de sobremanera por la adición de un ala canard de sustentación en la aeronave, motivo por el cual se da una distribución de cargas entre los planos principales y el canard. En la figura 26 se muestran los cambios realizados al plano principal.

Figura 26. Cambios en los planos principales

Plano principal del BD-5

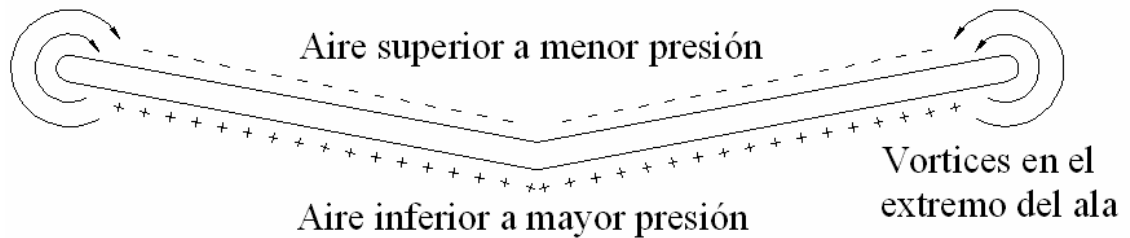
Plano principal del X-01FAC (medidas en milímetros)



❖ **Winglets.** Son estas las pequeñas aletas que se encuentran en los bordes de las alas, la función principal de estos, es la de disminuir el arrastre generado por los vortices de aire que se generan en la punta de las alas, esto se debe a que el aire que se encuentra en la parte inferior del ala, se intenta trasladar a la parte superior del ala, generado esto por la diferencia de presiones entre el intradós (mayor presión) y el extradós (menor presión), como se muestra en la Figura 27.

Además de cumplir esta función, en nuestro diseño los Winglets van a tener un ángulo con respecto a la horizontal, de 15° , lo que significa que también sirven para estabilizar el avión lateralmente.

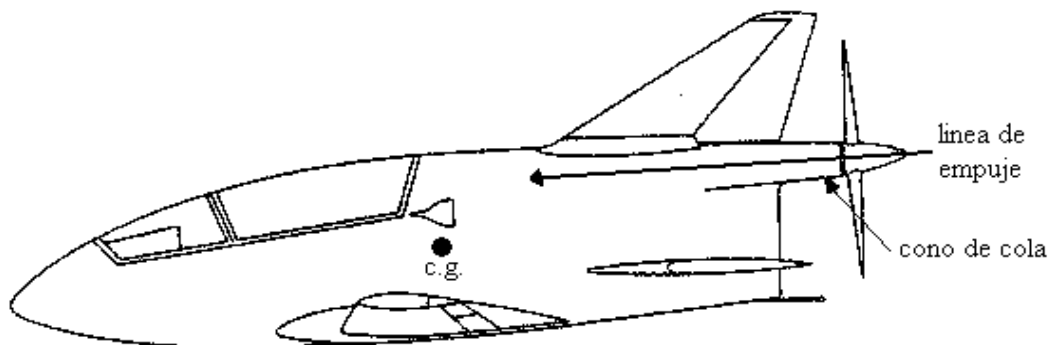
Figura 27. Campos de presiones alrededor del ala



❖ **Ala canard.** En el diseño de la aeronave X-01 FAC se agregó un ala canard para reducir la carga alar, ya que cuando se aumentaba la potencia en el avión la nariz de éste tiende a picar hacia abajo; como se puede observar en la figura 28, debido a que la línea de empuje se encuentra por encima del centro de gravedad, lo contrario sucede cuando se merma la potencia.

Con esta superficie sustentadora habrá mayor resistencia al avance, lo que significa disminución de la velocidad máxima con la misma potencia, logrando que la aeronave se comporte de manera estable, siendo así segura de tripular.

Figura 28. Línea de empuje respecto al centro de gravedad del BD-5

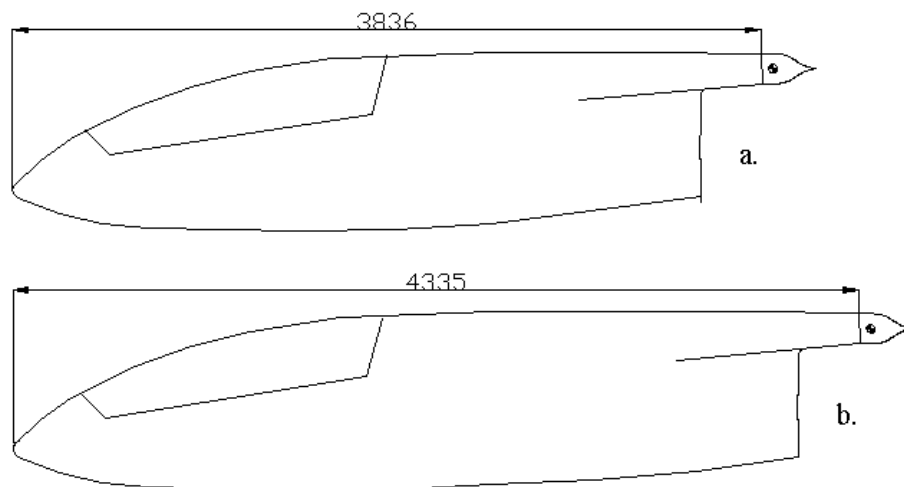


❖ **Estabilizador horizontal.** Debido a que la longitud del fuselaje fue alargado este se ubico más atrás de su posición original, también colocando en una posición por debajo de la inicial para mantener una relación entre la cuerda media del ala principal y la ubicación del estabilizador, tanto en altura como en distancia, esto con el objeto que llegue un flujo de aire al estabilizador y que este no sea inutilizado en diversas maniobras, ya que este es primordial para recuperar el control de la aeronave. La función que tenía el estabilizador horizontal era de equilibrar longitudinalmente el BD-5, fue contrarestada al adicionar el ala canard.

❖ **Estabilizador vertical.** Este elemento fue desplazado hacia atrás como consecuencia del alargamiento del fuselaje.

❖ **Fuselaje.** La modificación que se efectuó en el fuselaje, fue que su longitud se aumentó en 50 centímetros, como se puede observar en la figura 29; con respecto al fuselaje del Avión BD-5, mejorando el desempeño del avión aumentando la inercia de cabeceo; adicional a esto, se realizaron las modificaciones pertinentes para adaptar el canard y otros elementos necesarios.

Figura 29. Fuselaje BD-5 y fuselaje X-01 FAC (medida en milímetros)



4. EVALUACIÓN CON BASE EN LOS PLANOS Y PLANTILLAS EN LA CONSTRUCCIÓN DE LA PARTE ESTRUCTURAL DE LA AERONAVE X-01 FAC EN MATERIALES COMPUESTOS

Para efectuar la evaluación con base en la construcción de la Aeronave X-01 FAC se toman los diseños de la aeronave en materiales compuestos realizados en software CAD que sirven de base para la verificación de las distintas piezas elaboradas, lo cual permite comparar la parte del diseño conceptual y computacional con el diseño real construido.

Antes de realizar la evaluación de la estructura de la Aeronave X-01 FAC se tomaron las dimensiones de éstas para conocer sus principales características.

4.1 DIMENSIONES DE LAS ESTRUCTURAS DE LA AERONAVE X-01 FAC

A continuación se especifican como se tomaron las dimensiones de las estructuras de la Aeronave X-01 FAC.

❖ **Alas o planos principales.** Se midió con un flexometro la longitud del borde de ataque a partir de la cuerda del perfil de raíz y del extremo, como se muestra en la Figura 30.

Figura 30. Longitud del borde de ataque del ala o plano principal



Posteriormente se procedió a tomar la longitud del borde de salida teniendo como referencia la cuerda de los perfiles, como se puede ver en la Figura 31.

Figura 31. Longitud del borde de salida del ala o plano principal



Para tomar el flechamiento del plano se utilizó un goniómetro tomando como base la cuerda del borde de ataque del perfil de raíz y la longitud del borde de ataque. (ver Figura 32).

Figura 32. Flechamiento del plano principal



Para medir el diedro del plano se tiene en la cuenta la diferencia entre la longitud vertical del borde de ataque de raíz y la longitud vertical del borde de ataque del extremo del plano principal para así obtener el ángulo que forman estos. (ver Figuras 33 y 34).

Figura 33. Longitud vertical del borde de ataque de raíz

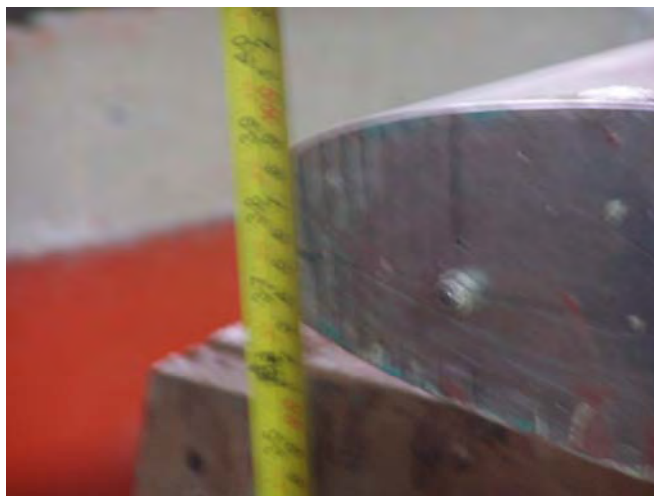


Figura 34. Longitud vertical del borde de ataque de la punta



Luego se realizaron unas plantillas en cartón paja, cada 300 milímetros, a través de la longitud del borde de ataque, para verificar su geometría (como se muestra en la figura 35), siendo ésta fundamental pues es ahí donde los planos reciben el flujo del viento para generar la sustentación de la aeronave.

Figura 35. Plantillas de verificación del borde de ataque del ala



❖ **Canard.** Para calcular las dimensiones del canard, se toman las longitudes del borde de ataque y el borde de salida, luego se verificó las longitudes de las cuerdas de los perfiles, el espesor máximo y sus ángulos como se muestran en las figuras 36, 37, 38 y 39.

Figura 36. Longitud del borde de ataque del canard



Figura 37. Longitud de la cuerda del canard



Figura 38. Longitud del espesor máximo



Figura 39. Ángulo del canard



❖ **Estabilizador vertical y horizontal.** En este punto, se tomaron las longitudes del borde de ataque y del borde de la salida con respecto a las cuerdas de los perfiles de raíz y de la punta, como también las longitudes de las cuerdas utilizando un flexometro y sus respectivos ángulos mediante el empleo de un goniómetro. (véase las figuras 40, 41, 42 y 43).

Figura 40. Longitud del borde de ataque del estabilizador horizontal



Figura 41. Longitud del borde de salida del estabilizador horizontal



Figura 42. Longitud de la cuerda de raíz del estabilizador horizontal

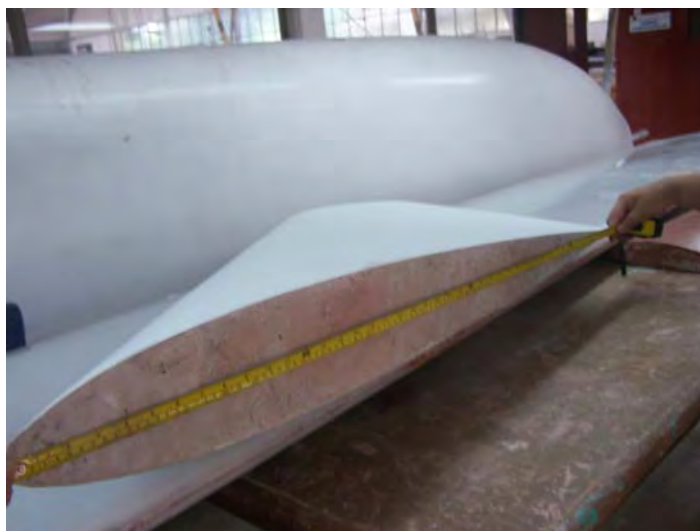


Figura 43. Ángulo del borde de ataque de la raíz del estabilizador horizontal



❖ **Fuselaje.** En este caso, se realizaron unas plantillas en cartón industrial cada 300 milímetros a través de la longitud del fuselaje, con las diferentes curvaturas de éste ubicándolas por un solo lado (véase la figura 44), para así asegurar que la geometría del fuselaje sea acorde a la curvatura de la plantilla y a su vez sea simétrica, teniendo como referencia la línea divisoria del fuselaje o butt line y la línea de nivel o wáter line, las cuales fueron realizadas con un láser infrarrojo; ya que este es el eje longitudinal de referencia de la aeronave.

Figura 44. Referencias del fuselaje



A continuación se presenta la evaluación de las estructuras de la aeronave:

4.2 ALAS O PLANOS PRINCIPALES

Antes de iniciar la evaluación de los planos principales se deben conocer las características de estos, como se muestra en la Tabla 3.

Como punto de referencia para la verificación de las alas, se obtienen los planos de este diseño realizados en software CAD, luego de tener estos diseños se comprobó con el diseño real, (véase Anexo A), el ángulo diedro (δ), la envergadura (b), el flechamiento (Λ), la torsión y la longitud tanto del borde de ataque como el de salida, obteniendo como resultado una pequeña diferencia de 1 centímetro de longitud tanto del borde de ataque como el de salida entre el diseño real y conceptual; por lo tanto, se reconstruyó en resina epóxica hasta obtener la longitud deseada. Cabe aclarar que al no presentarse diferencias significativas tanto en el diseño conceptual y el real que puedan ocasionar posibles fallas, se efectuaron las respectivas correcciones mencionadas anteriormente, sin darse la necesidad de rediseñar o volver a construir la pieza.

Tabla 3. Características de los planos principales

PLANOS O ALAS PRINCIPALES	
• Perfil de la raíz ó root	NACA* 63 ₃ 418
• Perfil de la punta o tip	NACA 64 ₁ 212
• Torsión ó twist	3°
• Ángulo diedro (δ)	3°
• Incidencia en el extremo	-0.5°
• Incidencia en la raíz	1.5°
• Razón de estrechamiento	0.628
• Área del ala (s)	4.77 m ²

Luego, se comprobó que la pieza presenta la geometría bien definida de los perfiles y que no se encuentran imperfecciones como son grietas, ralladuras, porosidades, entre otras; que conlleven a daños futuros en las piezas durante su desempeño, buscando finalmente que éstas queden con un buen acabado.

* Todos estos perfiles tienen el espesor máximo situado en el 30% de la cuerda.

Posteriormente se agregó a la punta o tip de los planos principales una pequeña superficie de 25 milímetros para la sujeción de los winglets, sin alterar el área de sustentación inicial.

Teniendo el positivo de los planos principales terminados, se le aplica a la superficie de estos, regularmente capas de cera líquida para que no se adhiera el molde al positivo*, éste tipo de cera se aplica sobre los positivos o moldes con un paño suave en capas sucesivas. Cada capa consiste en aplicar la cera con un paño, haciendo movimientos circulares y cuando está seca, se retira la cera aplicada con un paño limpio, puliendo con cinco paños consecutivos hasta terminar esta fase con el brillo de la última capa. Luego se aplica una capa de resina de superficie conocido como Gel Coat, que permite dar una mayor resistencia superficial al molde; posteriormente, se procede a fibrar, aplicando tres capas de fibra de vidrio Mat con resina vinilester; seguido de esto, se aplica una capa de escudo cerámico, el cual confiere al molde gran resistencia mecánica y rigidez, después se repite el proceso dos veces más quedando tres capas con refuerzo de fibra y dos escudos cerámicos.

Durante la creación de este molde no se presentaron porosidades ni imperfecciones en la superficie, quedando éste muy resistente para no sufrir deflexiones en la separación entre el positivo y el molde. Es importante aclarar, que si en algún caso se presentaran porosidades o imperfecciones superficiales la posible solución será la utilización de resina vinilester y Gel Coat con polvo cerámico y fibra según sea necesario, para garantizar un buen acabado sin llegar a afectar la superficie de éste; por el contrario, cuando se observen imperfecciones complejas se debe construir nuevamente el molde.

Por último, para la construcción de las piezas finales o modelos (ver Anexo B), se aplica de nuevo cera, Gel Coat, resina vinilester y fibras de vidrio de igual forma que

* Con las ceras nacionales que se consiguen nacionalmente, es necesario aplicar en moldes nuevos mínimo quince capas y para moldes ya usados, al menos tres capas, por cada pieza moldeada, lo que puede asegurar un buen despegue de la pieza al momento de sacarla del molde.

en los moldes, pero se colocan las capas de vidrio requeridas separadas por una capa de Divinichel (espumado de PVC), en forma estructural tipo sándwich.

4.3 ALA CANARD

Para el análisis del ala canard es fundamental conocer las características principales de ésta. (Véase Tabla 4)

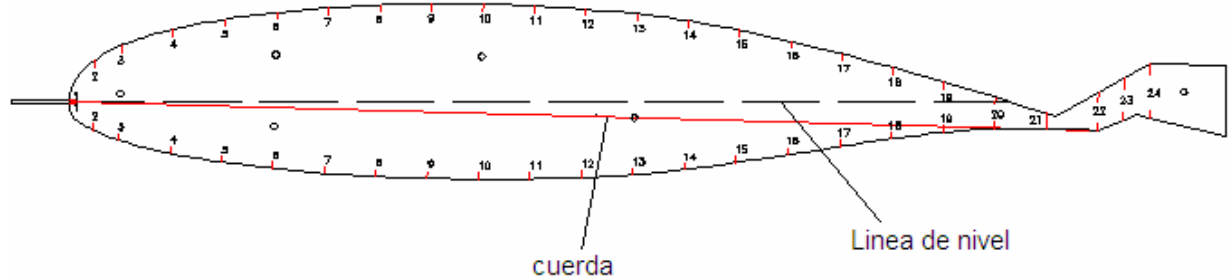
Tabla 4. Características del canard

ALA CANARD	
• Perfil de la raíz ó root	NACA 4418
• Perfil de la punta o tip	NACA 4418
• Envergadura (b)	2.7 m
• Torsión ó twist	0
• Ángulo diedro (δ)	0
• Incidencia en el extremo	0
• Incidencia en la raíz	0
• Razón de estrechamiento	1
• Área del ala (s)	0.81 m ²

Este elemento no se encontraba desarrollado; por lo tanto, para su construcción se realizó el perfil en un software CAD (SolidWork y AutoCAD) ver Figura 45.

Para fijarlos en icopor (poliestireno expandido) y posteriormente cortarlos con la geometría de estos con un cortador de alambre caliente, luego se aplicó la fibra de vidrio (Volan y mat) y resina epóxica con su catalizador.

Figura 45. Plantillas del canard en aluminio (divisiones igualmente distribuidas en forma porcentual)



En cuanto a la fibra de vidrio volan, ésta confiere a la pieza alta resistencia mecánica con bajo peso, generalmente sus gramajes son bajos, siendo aptos para la fabricación de piezas especiales como ultralivianos, aeromodelos o piezas para la práctica deportiva. Entre los gramajes más comunes se encuentran: 26, 70, 180, 232 gramos por metro cuadrado.

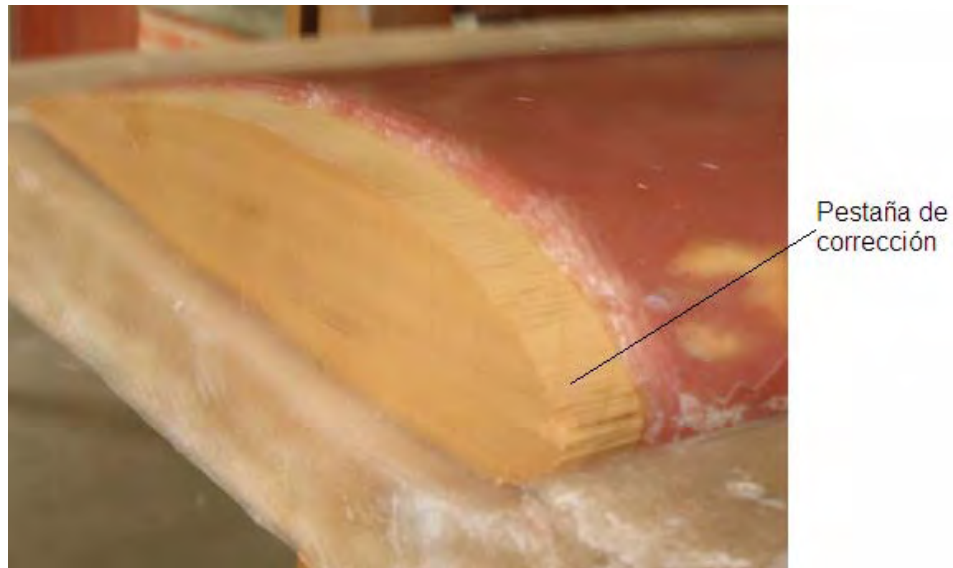
Respecto a la fibra Mat, se puede decir que es ampliamente usada en procesos manuales, ésta cuando se impregna con la resina produce un espesor uniforme, el cual facilita el control de calidad y resistencia mecánica de la pieza.

Después de habérsele aplicado la fibra con la resina la pieza de icopor se le aplicaron varias capas masilla con catalizador, obteniendo finalmente la geometría y el acabado deseado. (véase Anexo C). Después de esto, se llevo a cabo la elaboración del molde (ver Anexos E y F), teniendo en la cuenta las pautas mencionadas anteriormente.

Debido a que la longitud del canard construida no coincidía con los parámetros establecidos en el diseño de la aeronave, a raíz de un error de interpretación de los

planos, fue necesario construirle una pestaña (ver Anexo D), de cinco centímetros al positivo (véase la Figura 46).

Figura 46. Pestaña agregada al canard



Teniendo el canard con su respectiva pestaña se procede a realizar el molde, logrando ensamblar estos y obtener las dimensiones de los modelos establecidos en el diseño. (véase Anexo G y H). En este caso, no hubo necesidad de rediseñar la pieza puesto que la unión entre estas superficies va por dentro del fuselaje, sin afectar la sustentación del canard y garantizar que ésta desempeñe la labor por la cual fue creada sin llegar a fracturarse.

4.4 ESTABILIZADOR HORIZONTAL Y VERTICAL

A continuación se presentan las características del estabilizador horizontal y vertical, como se muestra en las Tablas 5 y 6.

Tabla 5. Características del estabilizador horizontal

ESTABILIZADOR HORIZONTAL	
• Perfil de la raíz ó root	NACA 0012
• Perfil de la punta o tip	NACA 0012
• Envergadura (b)	1.904 m
• Torsión ó twist	0
• Ángulo diedro (δ)	0
• Incidencia en el extremo	0
• Incidencia en la raíz	0
• Razón de estrechamiento	0.33
• Área del ala (s)	0.86 m ²

Tabla 6. Características del estabilizador vertical

ESTABILIZADOR VERTICAL	
• Perfil de la raíz ó root	NACA 0012
• Perfil de la punta o tip	NACA 0012
• Envergadura (b)	0.524 m
• Torsión ó twist	0
• Ángulo diedro (δ)	0
• Incidencia en el extremo	0
• Incidencia en la raíz	0
• Razón de estrechamiento	0.355
• Área del ala (s)	0.4 m ²

Como punto de referencia para la evaluación de estas piezas, se parte de los positivos (ver Anexos J y N) y moldes realizados anteriormente, (como se muestra en los Anexos K, L, Ñ y P) observando imperfecciones en los moldes como es el

caso de porosidades que podían llegar a corregirse pero las grandes imperfecciones se presentaron en el borde de ataque y de salida, pues no estaban bien definidas ocasionan fallas en la pieza final o modelo como se puede observar en la figura 47 y 48.

Con esta verificación se llegó a la conclusión de realizar la construcción de estos moldes nuevamente, llevando a cabo el mismo proceso que se citó anteriormente en la elaboración de los planos principales y por último la realización de los modelos (ver Anexo M).

En cuanto al fuselaje, (ver Anexo Q) para su respectiva elaboración se efectuó el mismo procedimiento que se explicó en el ala o planos principales.

Figura 47. Estabilizador horizontal

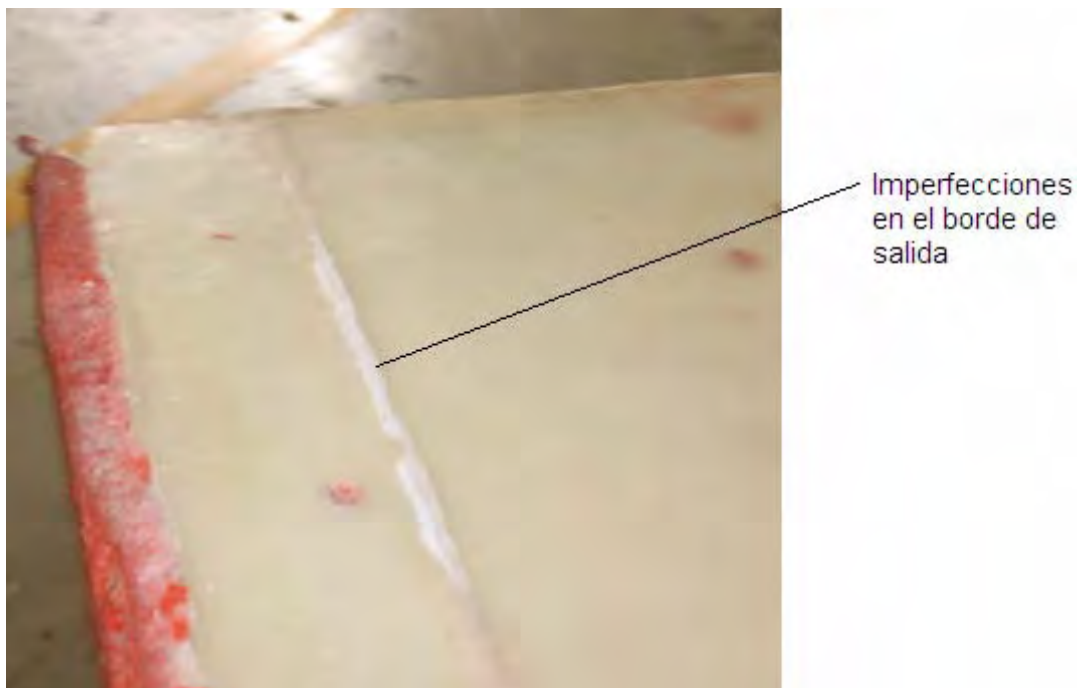
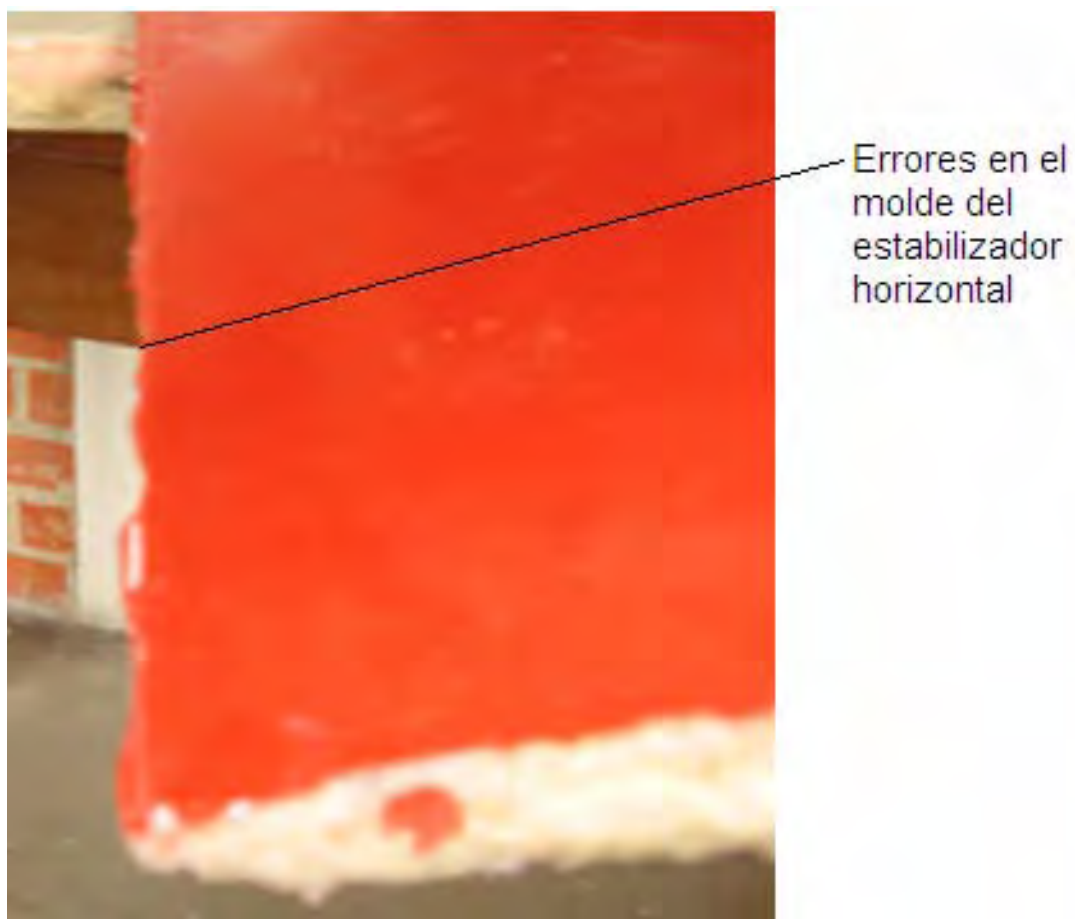


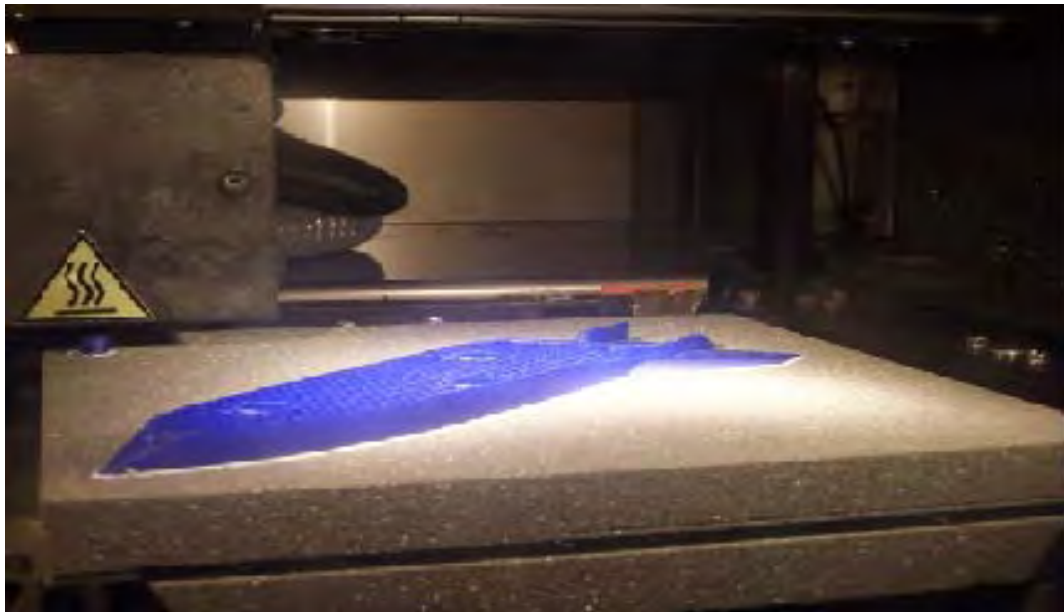
Figura 48: Modelo del estabilizador horizontal



5. CONSTRUCCIÓN DEL PROTOTIPO DE LA AERONAVE X-01 FAC

Con base en el diseño de los planos realizados anteriormente se procedió a efectuar el prototipo de la Aeronave X-01 FAC (ver Anexo R) a escala en la máquina de prototipado rápido (véase la Figura 49) del Centro de Investigación en Tecnología Aeronáutica de la Fuerza Aérea Colombiana (CITA), empleando un material polimérico en la construcción del prototipo, (como se muestra en la Figura 50) siendo éste fundamental para el análisis de las características principales de la Aeronave X-01 FAC obtenidos en el túnel de viento del CITA que sirvan de base para otros trabajos.

Figura 49. Máquina de prototipado rápido



El prototipado es una técnica de representación que abarca la mayoría o toda la información de los conceptos del diseño; el prototipo modela el producto final y permite efectuar una prueba sobre determinados atributos del mismo sin necesidad de que este disponible en su totalidad. Se trata de probar haciendo uso del prototipo para analizar la funcionalidad y posibilidades de modificación. En muchas ocasiones se dirá que cuanto más próximo se encuentre el prototipo al producto real mejor será la evaluación

Figura 50. Prototipo a escala



6. TRABAJOS COMPLEMENTARIOS

Para finalizar este trabajo de grado, es importante resaltar que adicional al cumplimiento de los objetivos planteados inicialmente, se realizaron otros trabajos complementarios dentro de la Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez” que permitieron el desarrollo integral de las diferentes labores que se desempeñan en el Centro de Investigación de Tecnología Aeronáutica (CITA), para lograr sus objetivos organizacionales. Entre estos figuran:

- ✓ Diseño y construcción de algunas partes de la canastilla para transportar cargas en la base del Cerro Pan de azúcar. (véase la Figura 51).

- ✓ Colaboración en la construcción de las diferentes probetas en materiales compuestos y sus respectivos moldes en caucho silicona, que permitan realizar ensayos de tracción, flexión e impacto. (ver Figuras 52 y 53).

Figura 51. Canastilla para el transporte de carga

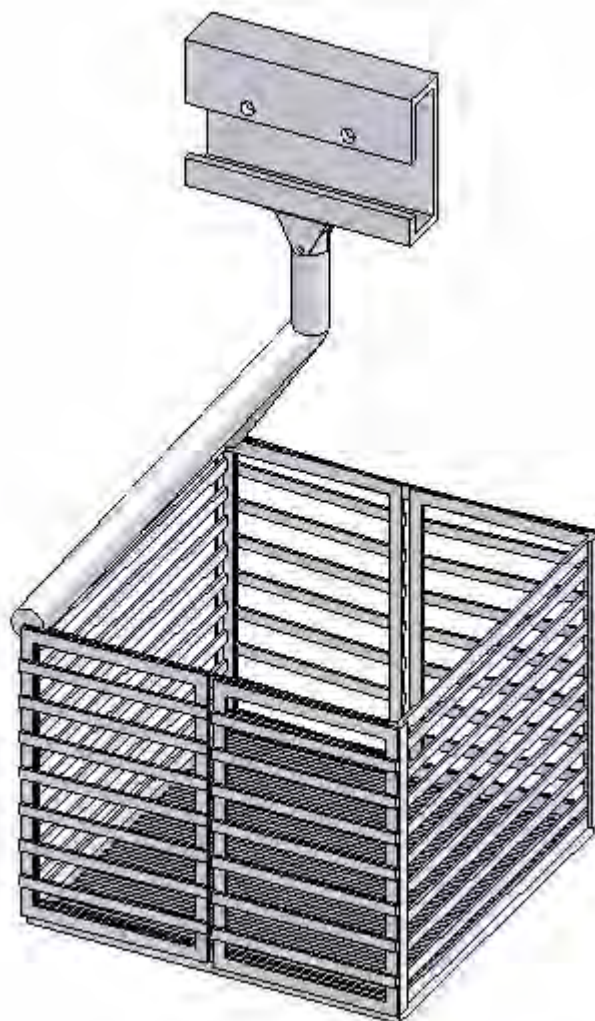


Figura 52. Probeta de tracción DIM16770

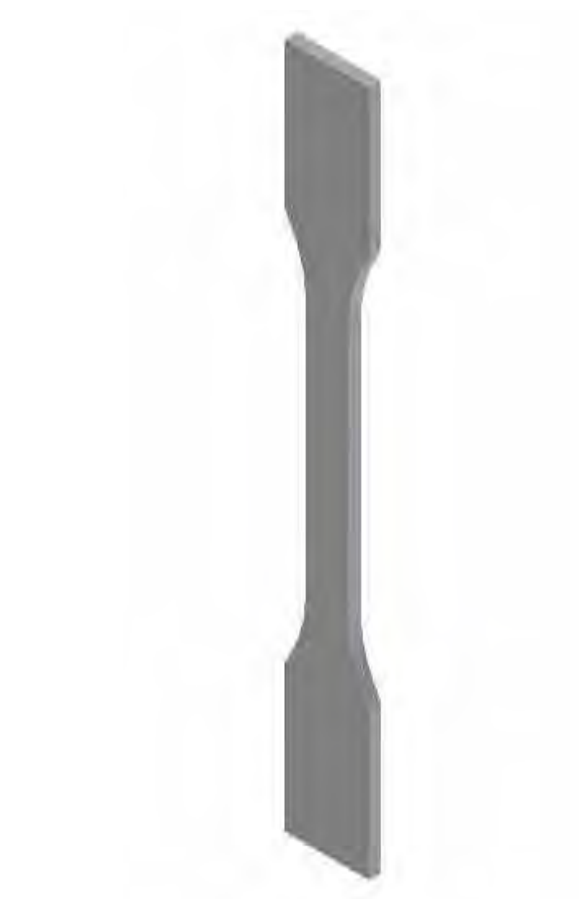
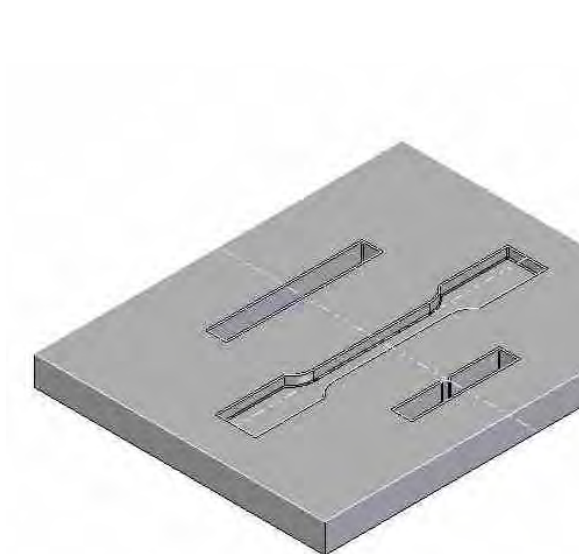


Figura 53. Molde de probeta



7. CONCLUSIONES

- ✓ El uso de los Software de Diseño Asistido por Computador, empleados en la elaboración y evaluación de la Aeronave X-01 son fundamentales en la construcción de la estructura de la Aeronave y permitieron la verificación de los positivos o piezas, moldes y los modelos contruidos; para así garantizar un buen desempeño durante su vida útil como también prevenir posibles fallas que puedan ocasionar una tragedia.
- ✓ Se demostró que el uso de materiales compuestos como son la fibra de vidrio Mat y Volan, la resina Epóxica, resina Vinilester y la aplicación de escudos cerámicos, proporcionan alta rigidez en los moldes sin producir deflexiones en éstos y lograr que no sean tan pesados.
- ✓ La utilización de materiales compuestos en la elaboración de los diferentes elementos para la Aeronave, brindan como principal beneficio un buen acabado, un menor peso, alta resistencia y excelentes propiedades mecánicas a comparación de otros materiales aeronáuticos.
- ✓ El prototipo realizado de la Aeronave X-01 FAC a escala permite comparar los resultados computacionales con los experimentales obtenidos en el túnel de viento para desarrollar futuros trabajos.
- ✓ La utilización de resina epóxica, resina vinilester, masilla y plastilina industrial permiten corregir imperfecciones como fisuras o porosidades.
- ✓ Se pudo determinar que la medición de las estructuras de la Aeronave permiten corroborar, si los diseños presentan algunas fallas, las cuales se puedan corregir a su debido tiempo evitando la modificación del diseño final.

8. RECOMENDACIONES

- ✓ Se debería implementar varios extractores para mantener el sitio de trabajo en un ambiente acorde, que permita la eliminación del polvo y los diversos químicos que se manejan.

- ✓ Durante el trabajo realizado, se pudo comprender que la utilización de una masilla no adecuada tiende a deteriorar la pintura de las piezas y se deshace, ocasionando fallas en la superficie de estas; por ello, se requiere la utilización de masillas con catalizador para no incurrir en esta falla, como sucedió varias veces durante el proceso.

BIBLIOGRAFÍA

ABBOTT, Ira Herbert. Theory of wing sections: Including a summary of airfoil data. New York: Courier Dover Publications, 1959. 693 p.

ASKELAND, Donald R. Ciencia e ingeniería de materiales. 3 ed. México: Internacional Thomson, 2003. 790 p.

COBO BEJARANO, Héctor León. ABCdario de metodología: Normas Técnicas. 10 ed. Santiago de Cali: Gráficas Pirámide, 2007. 59 p.

CRAWFORD, Donald. Airplane Design: A series of articles printed first in kitplanes magazine. United States of America: Editorial and Display Advertising, 1986. 131 p.

DIEZ PAJÓN, Agustín. Manual de aplicaciones poliéster: Introducción a la resina poliéster como material compuesto. Medellín: Suministros Industriales Suin S.A., 2006. 50 p.

ISIDORO CARMONA, Aníbal. Aerodinámica y Actuaciones del Avión. 10 ed. Madrid: Editorial Paraninfo, 2000. 610 p.

MUÑOZ, M. A. Manual de vuelo. Madrid: M. A. Muñoz, 200. [consultado 08 de Enero de 2007]. Disponible en Internet: <http://inicia.es/de/vuelo>.

NORTON, Robert L. Diseño de máquinas. México: Prentice Hall, 1999. 1046 p.

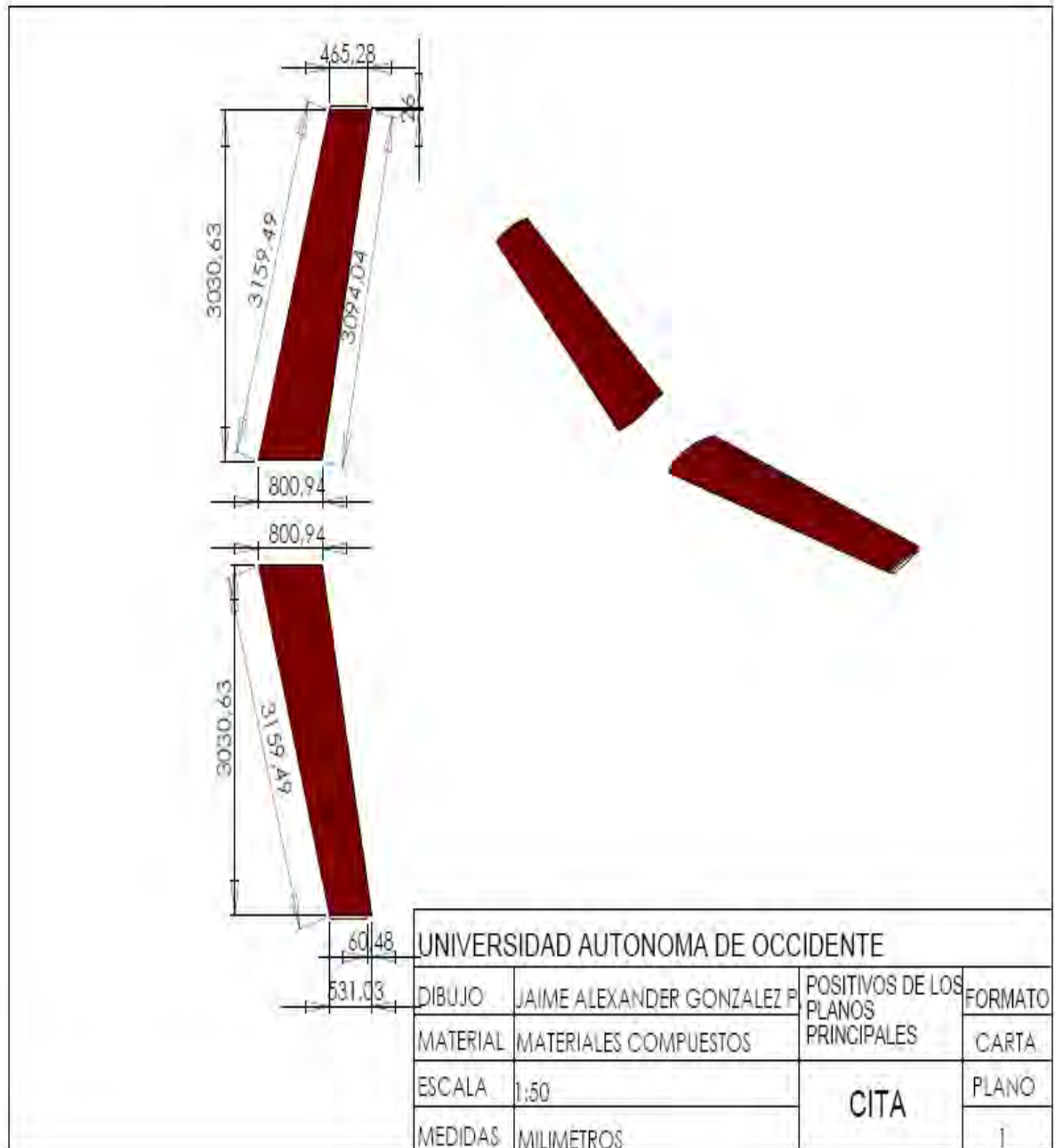
OÑATE, Antonio Esteban. Conocimientos del avión. Madrid: Editorial Palermo, 1996. 1040 p.

SHACKELFORD, F.; GUEMES, A. Introducción a la ciencia de materiales para ingenieros. 4 ed. Madrid: Prentice Hall, 1998. 696 p.

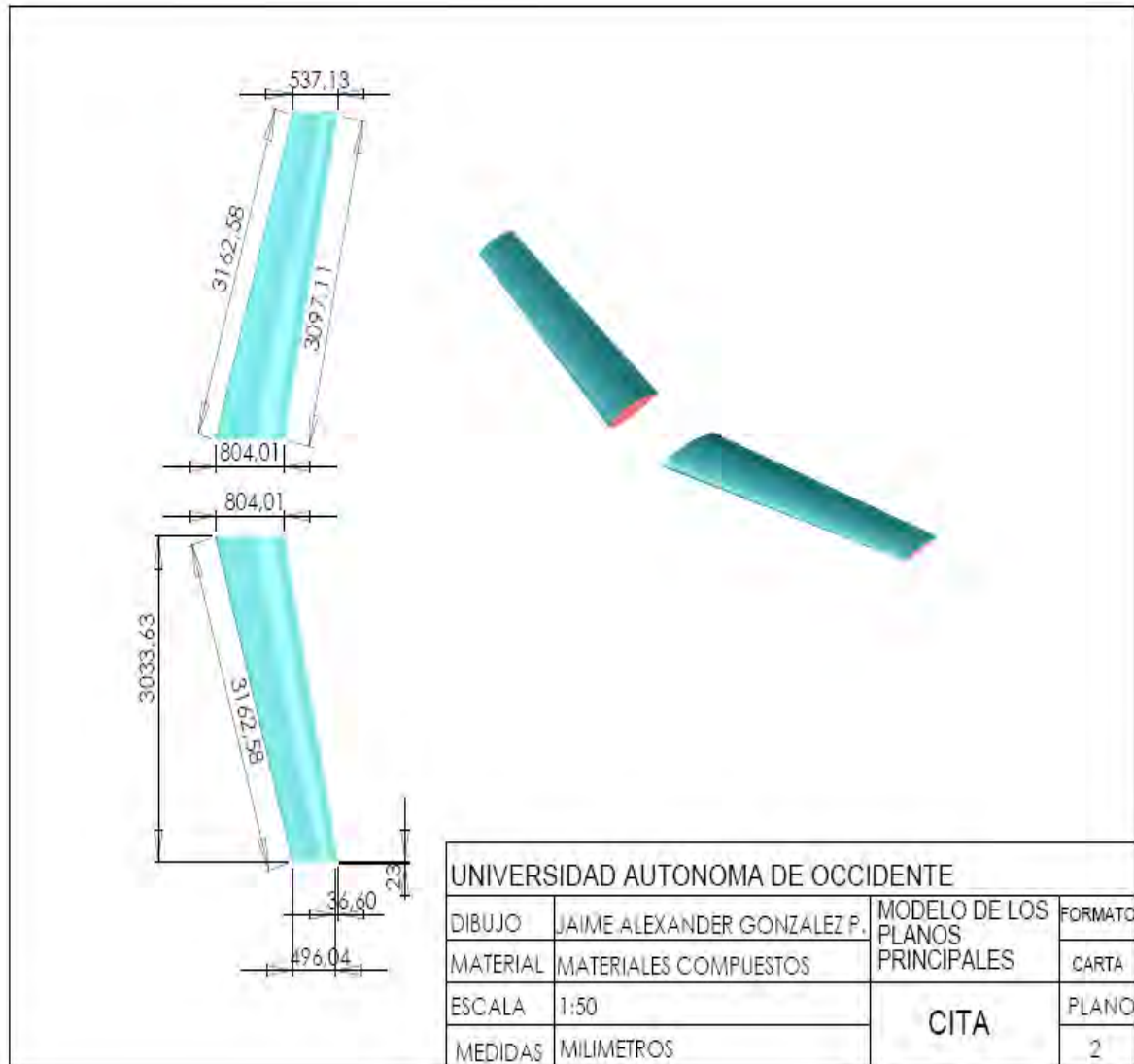
SMITH, W. F. Fundamentos de la ciencia e ingeniería de materiales. 3 ed. Madrid: McGraw-Hill, 1998.

ANEXOS

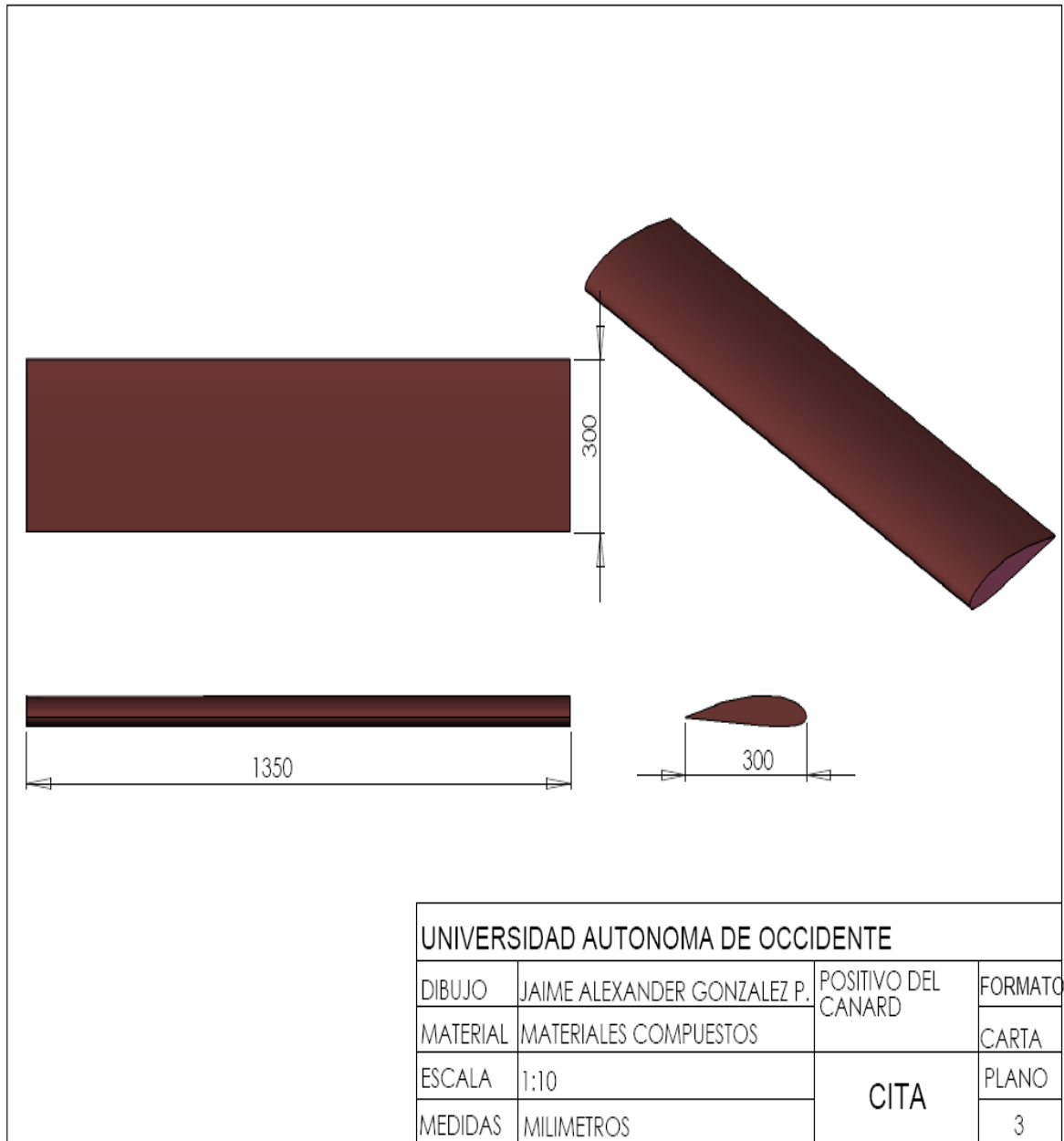
Anexo A. Positivos de los planos principales



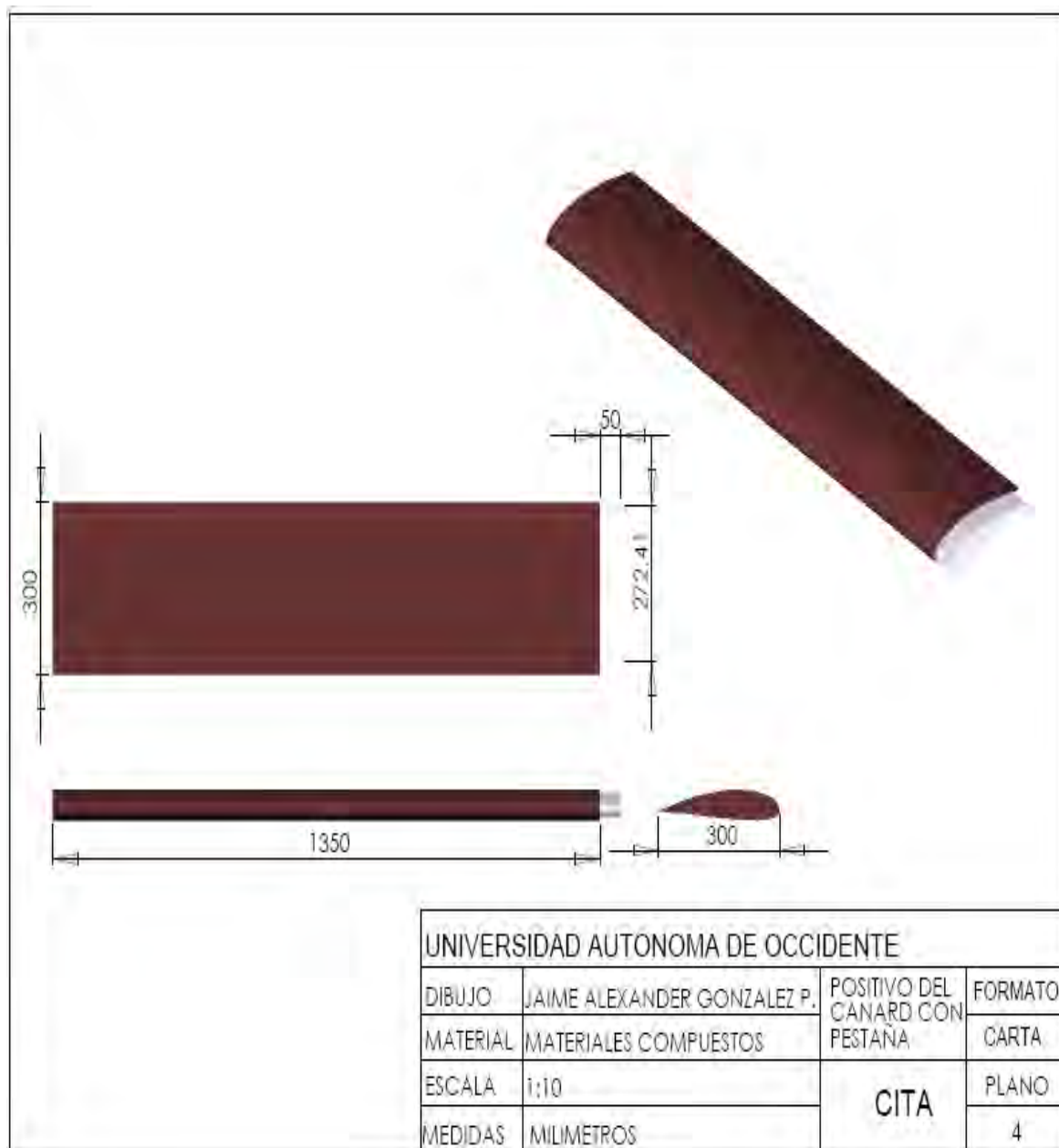
Anexo B. Modelos de los planos principales



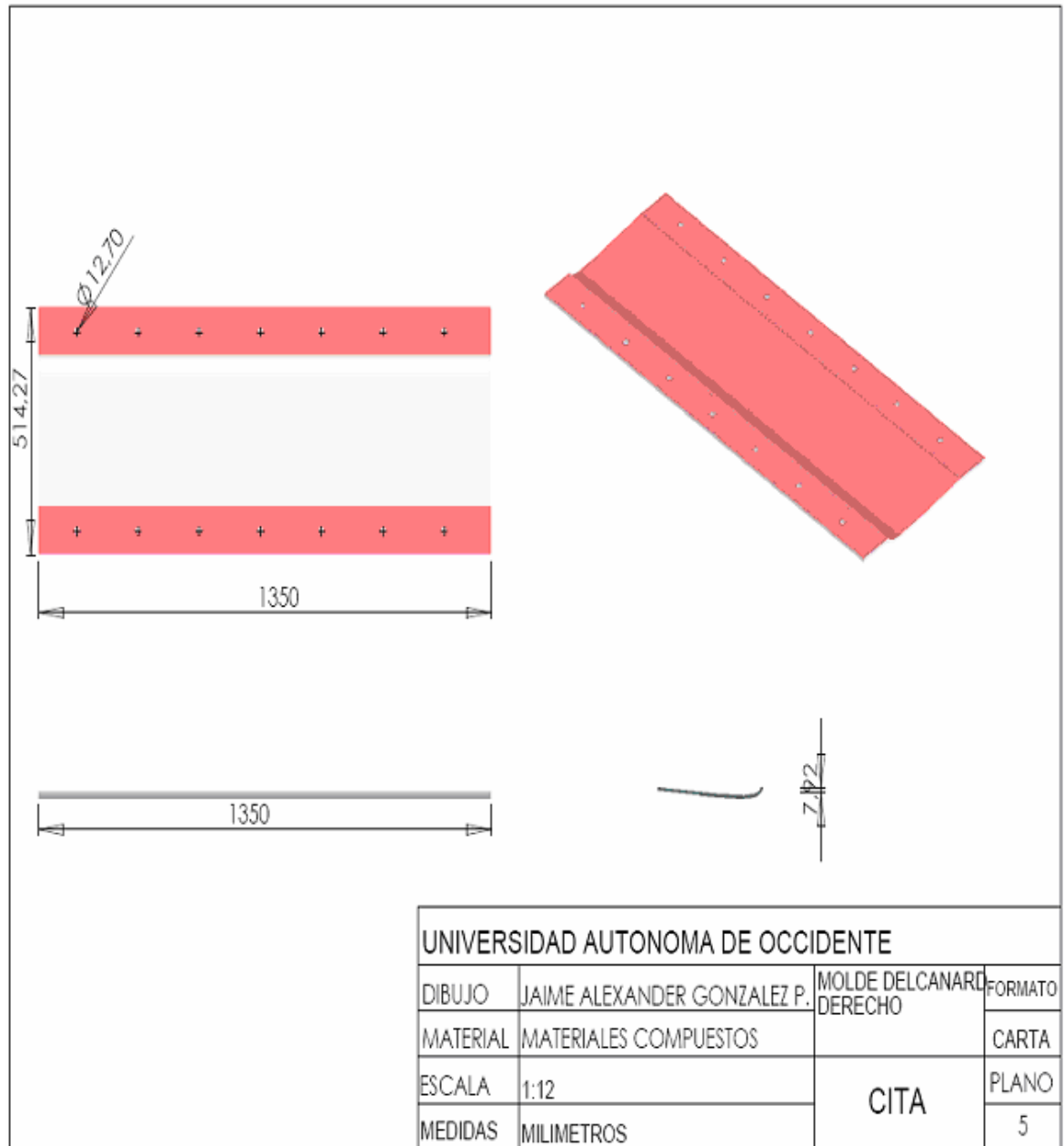
Anexo C. Positivo del canard



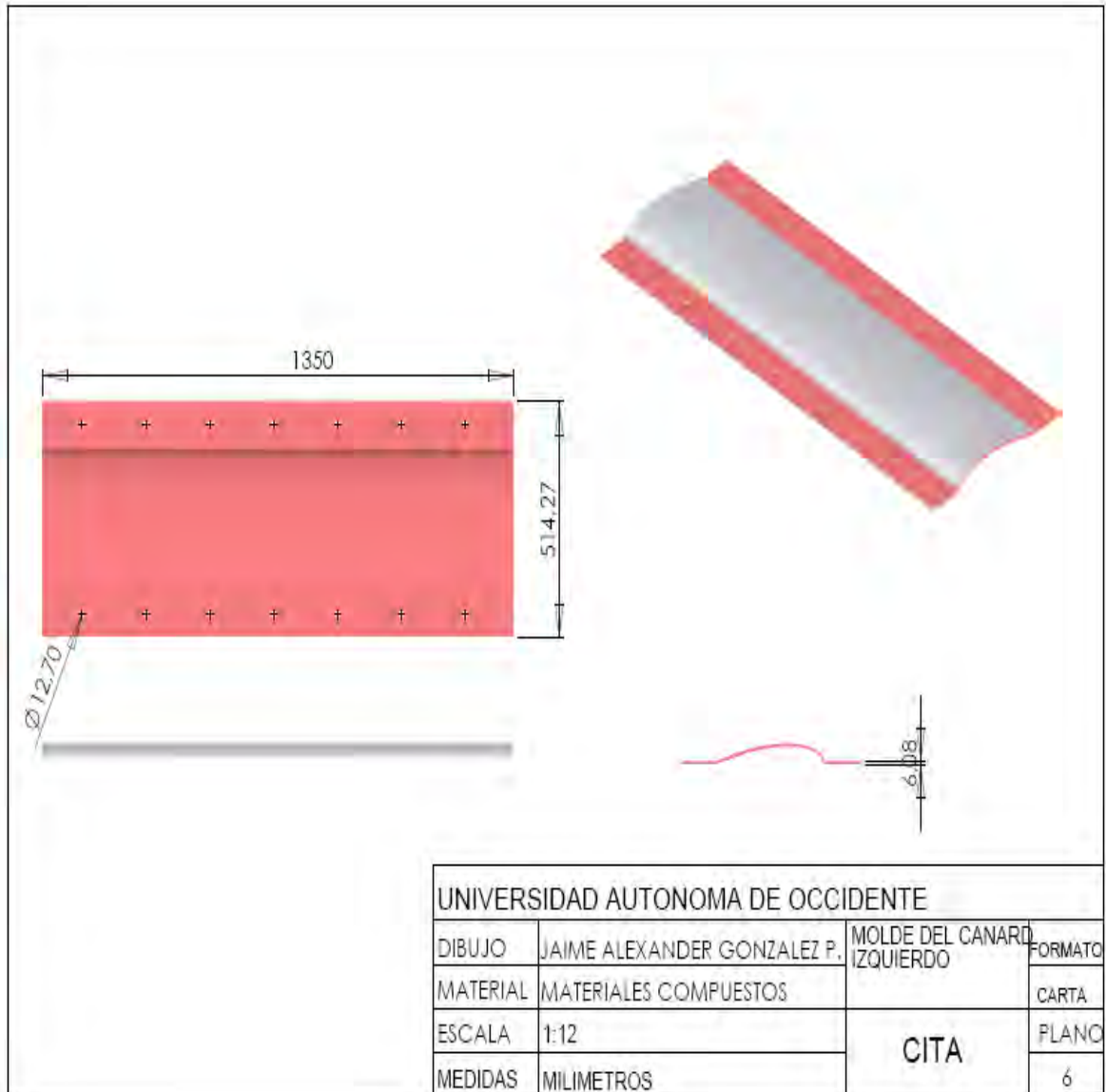
Anexo D. Positivo del canard con pestaña



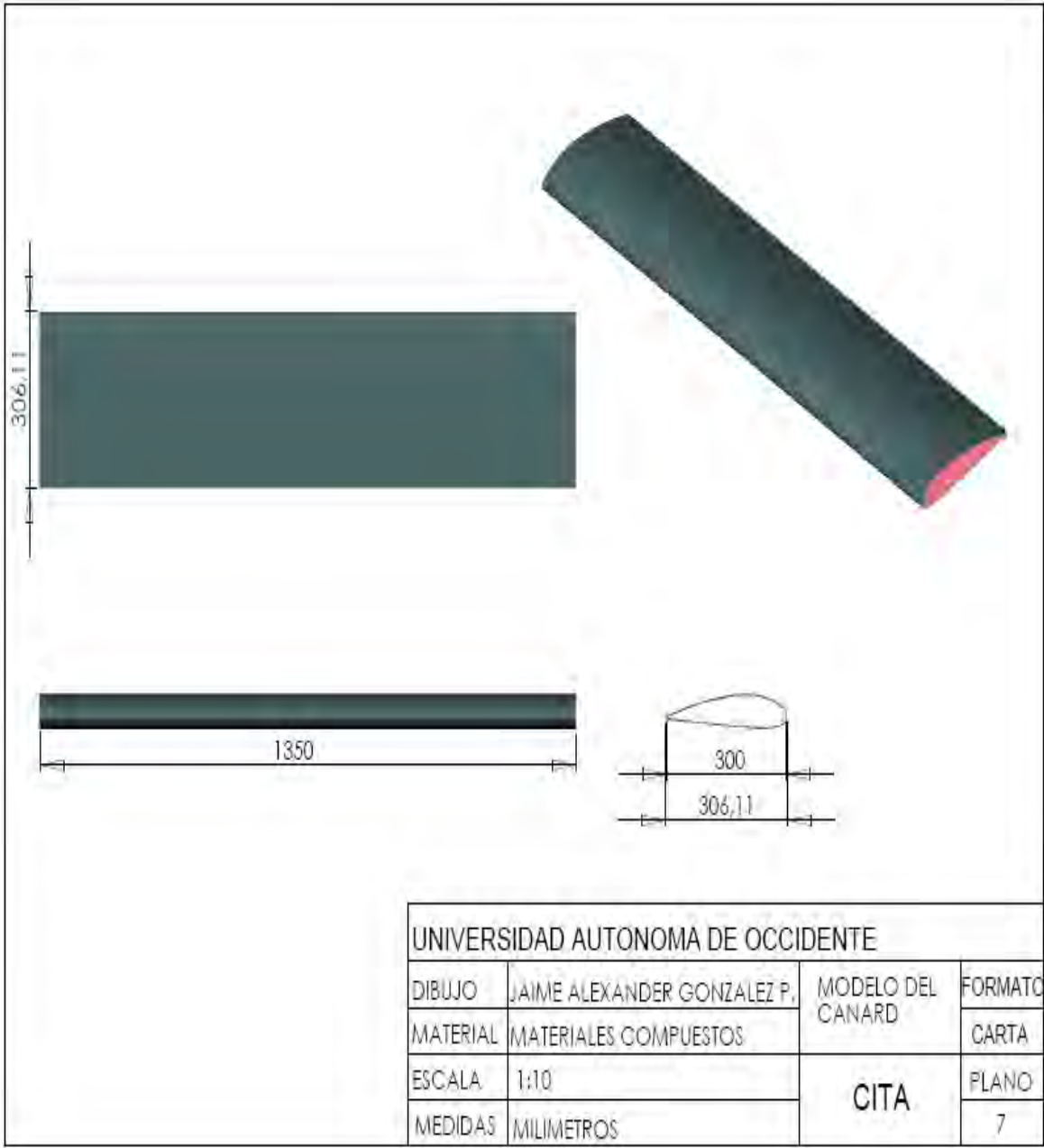
Anexo E. Molde del canard derecho



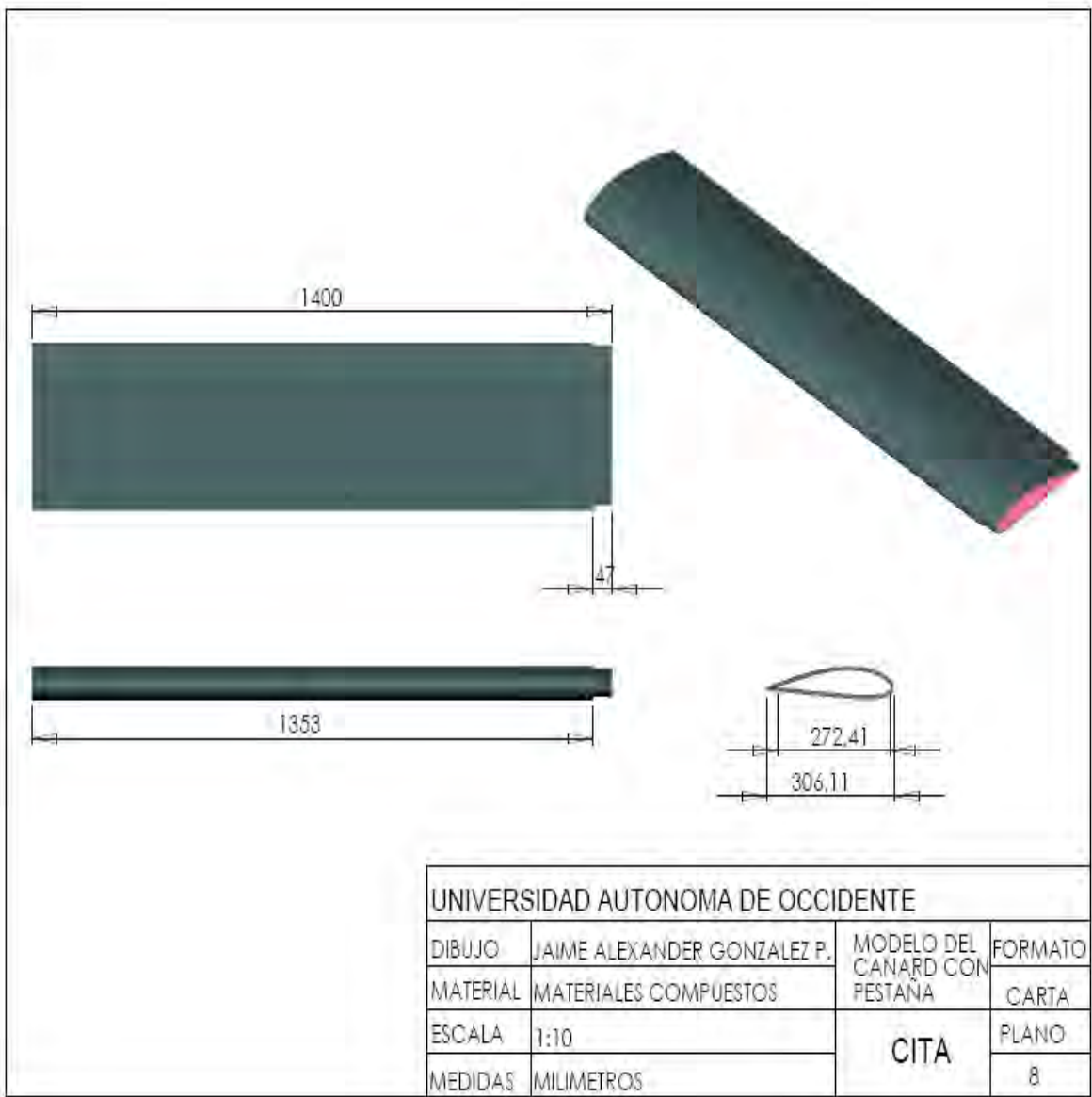
Anexo F. Molde del canard izquierdo



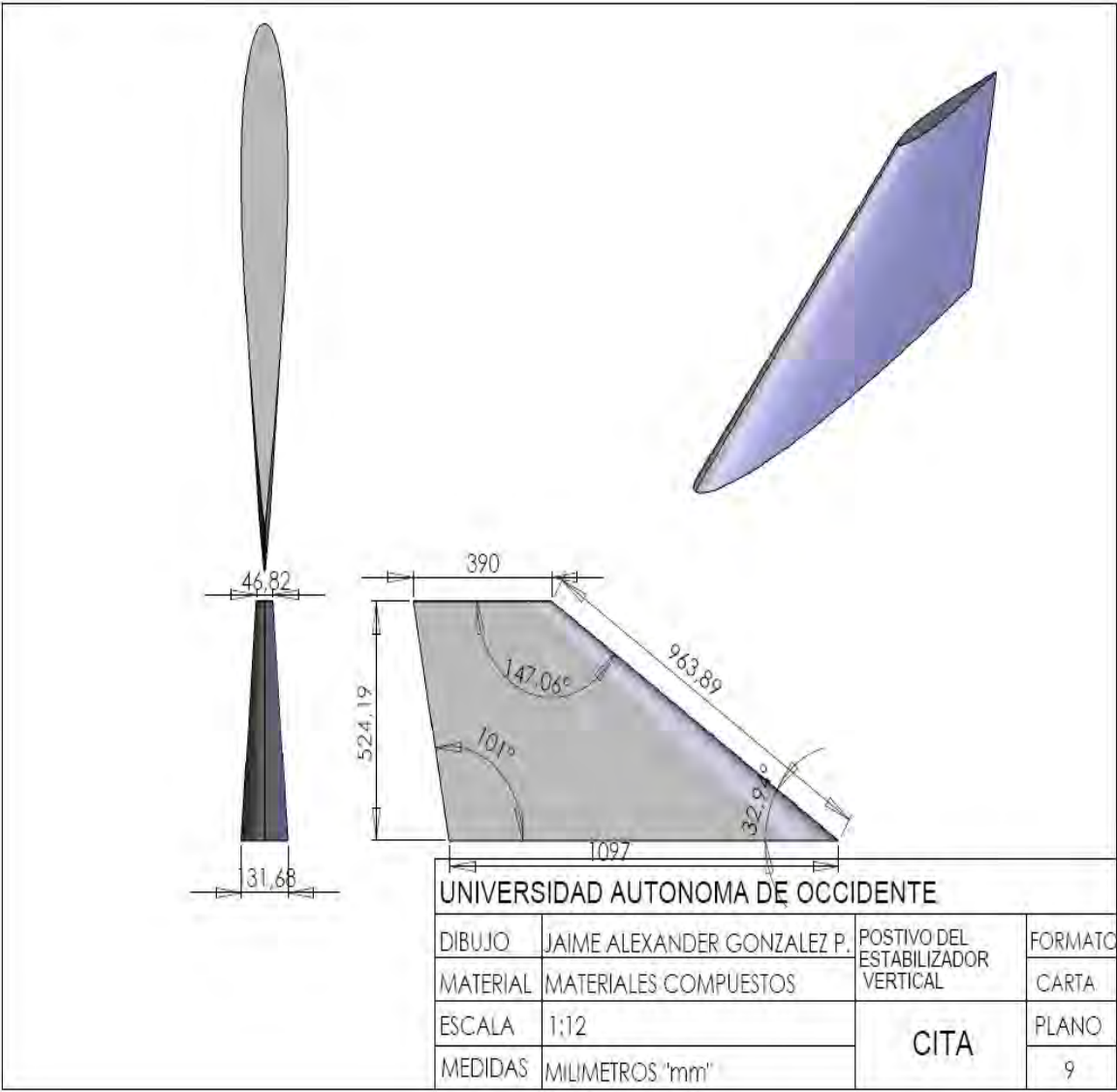
Anexo G. Modelo del canard



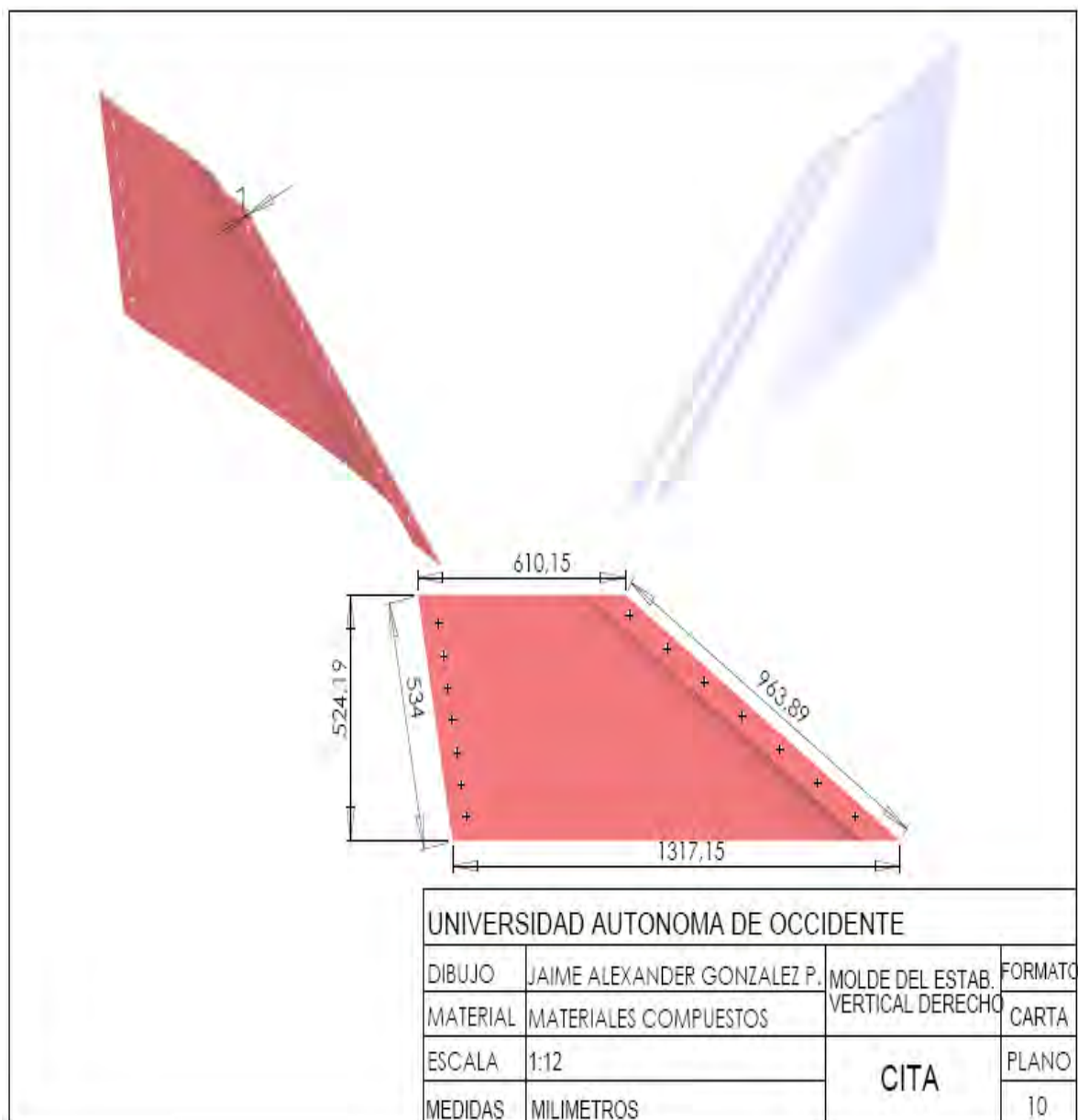
Anexo H. Modelo del canard con pestaña



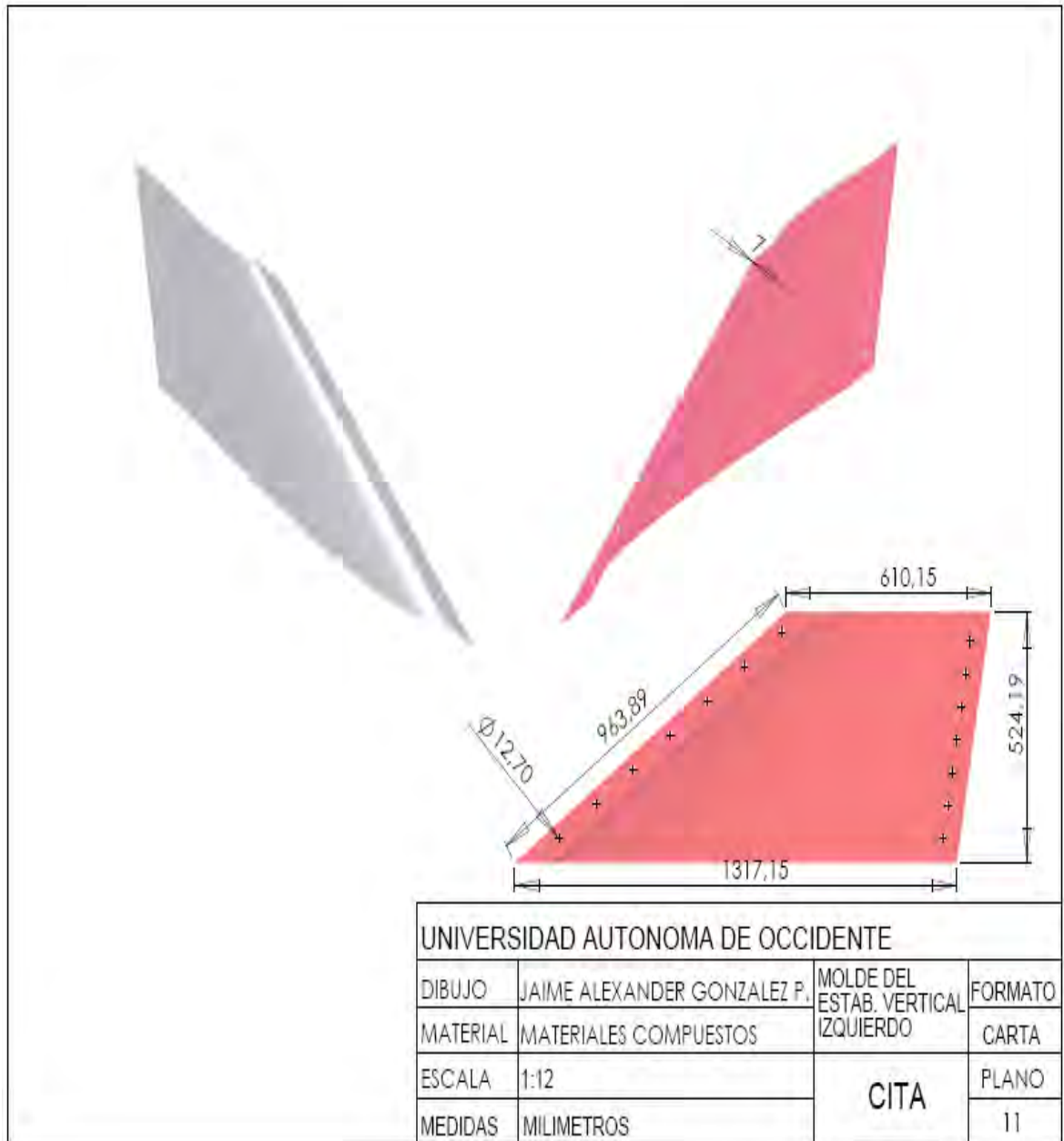
Anexo J. Positivo del estabilizador vertical



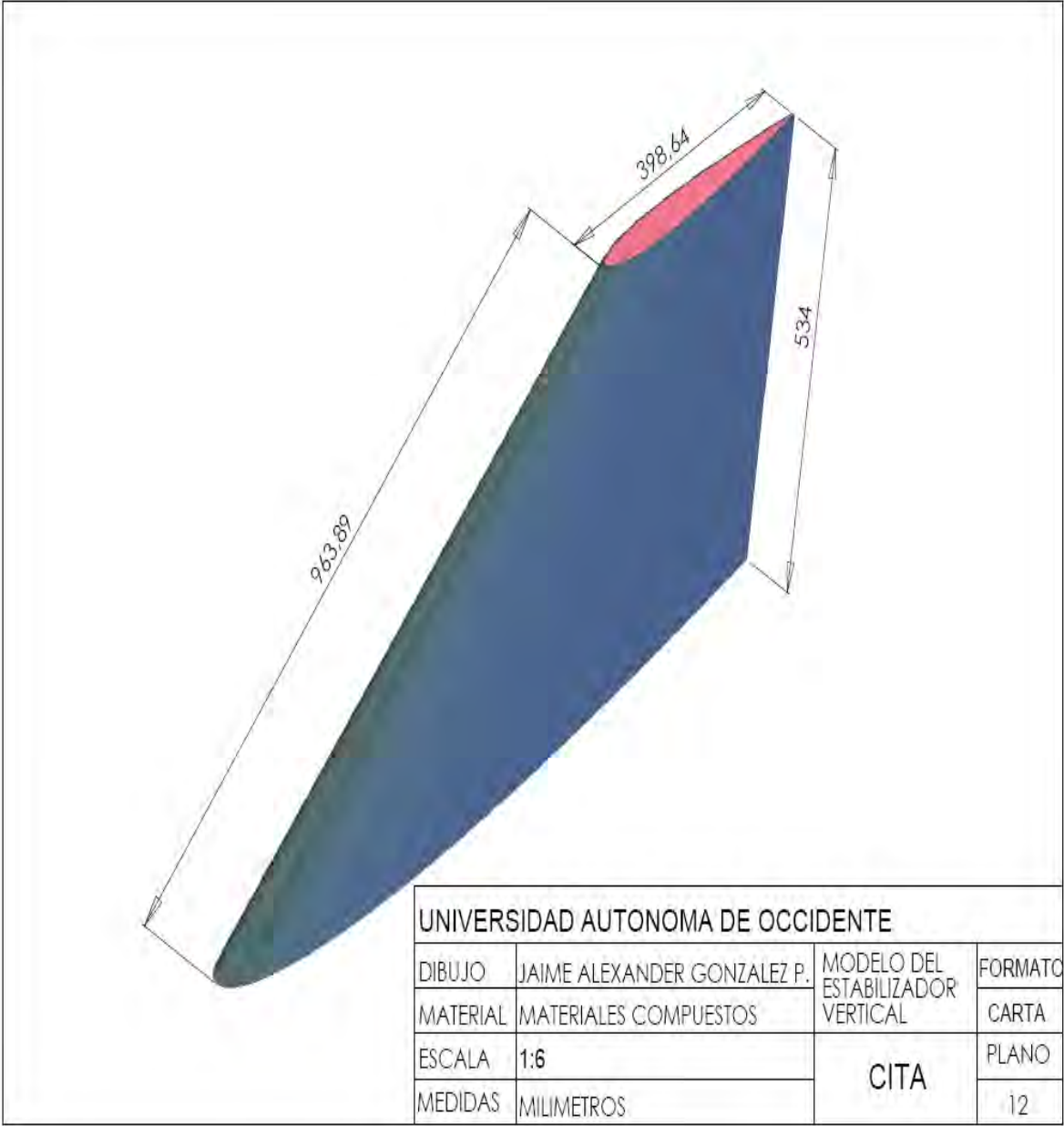
Anexo K. Molde del estabilizador vertical derecho



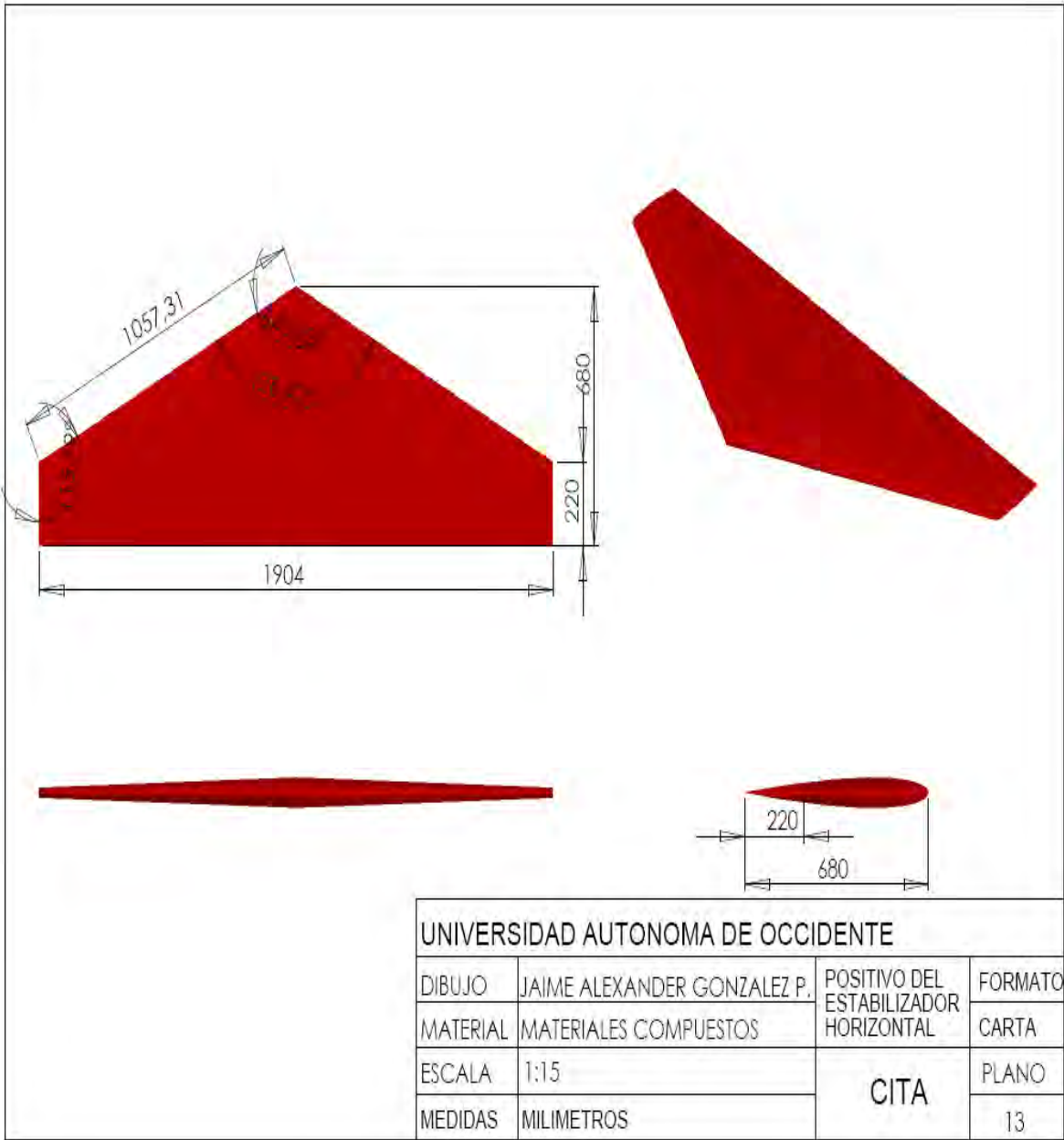
Anexo L. Molde del estabilizador vertical izquierdo



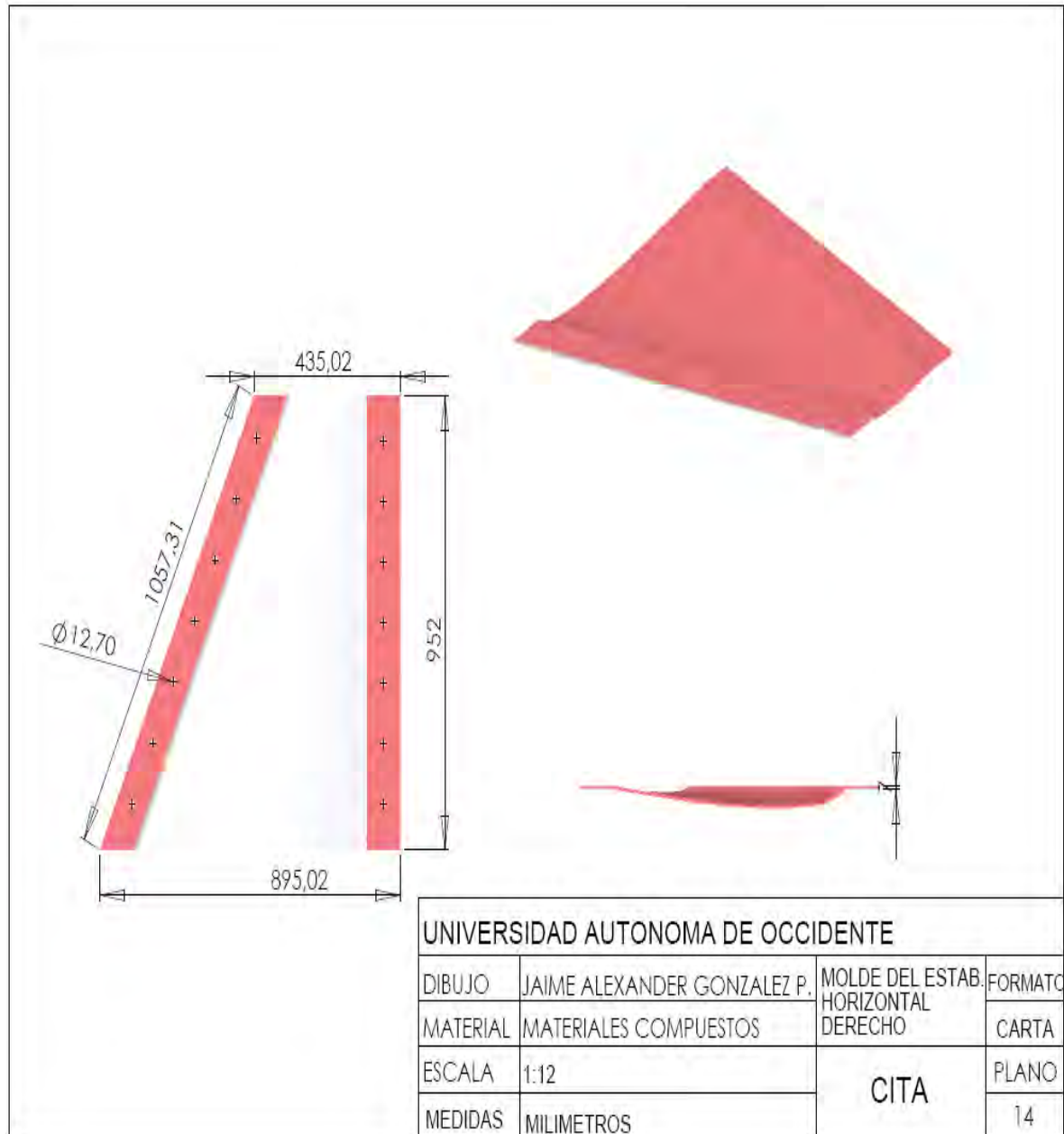
Anexo M. Modelo del estabilizador vertical



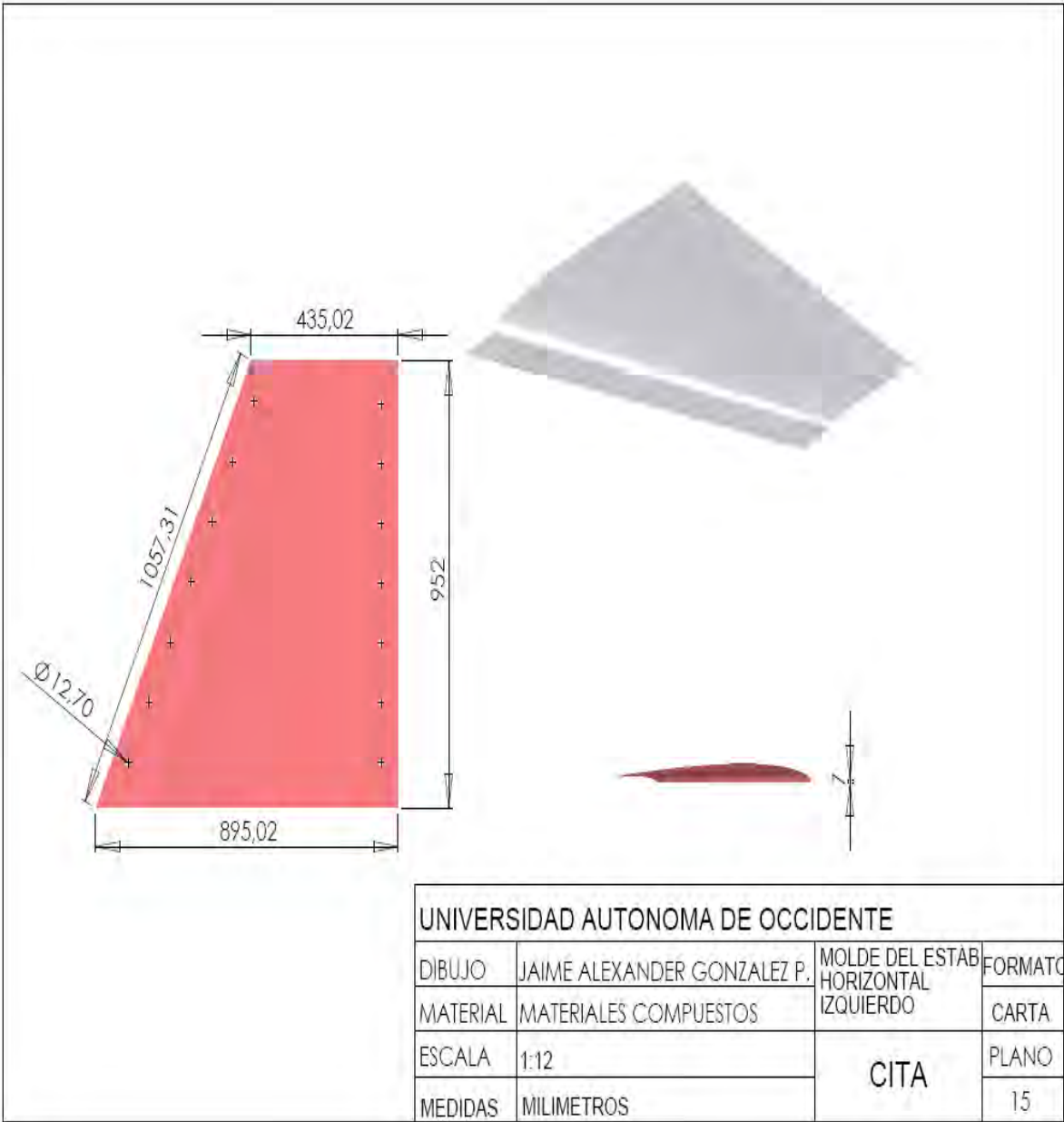
Anexo N. Positivo del estabilizador horizontal



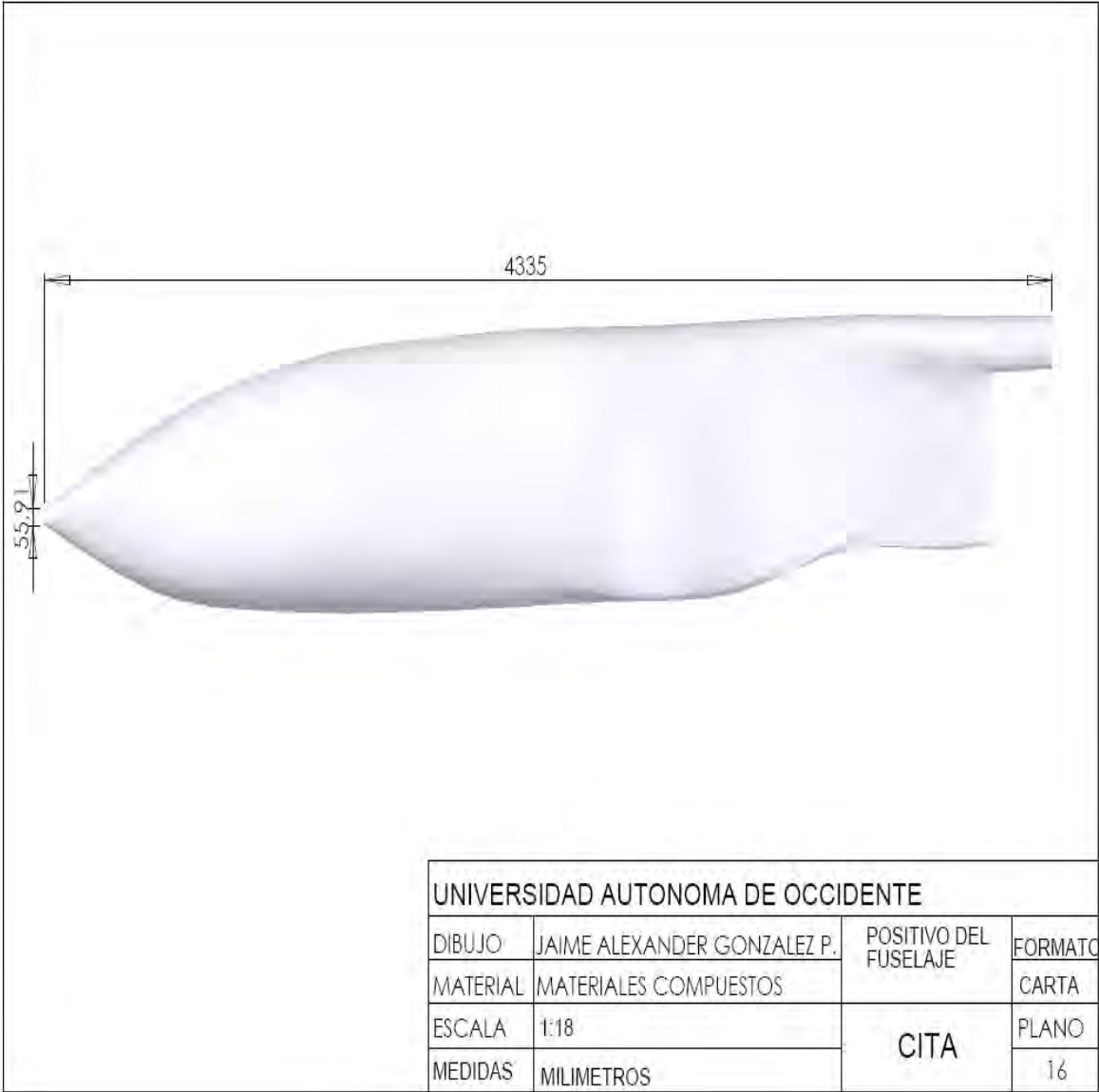
Anexo Ñ. Molde del estabilizador horizontal derecho



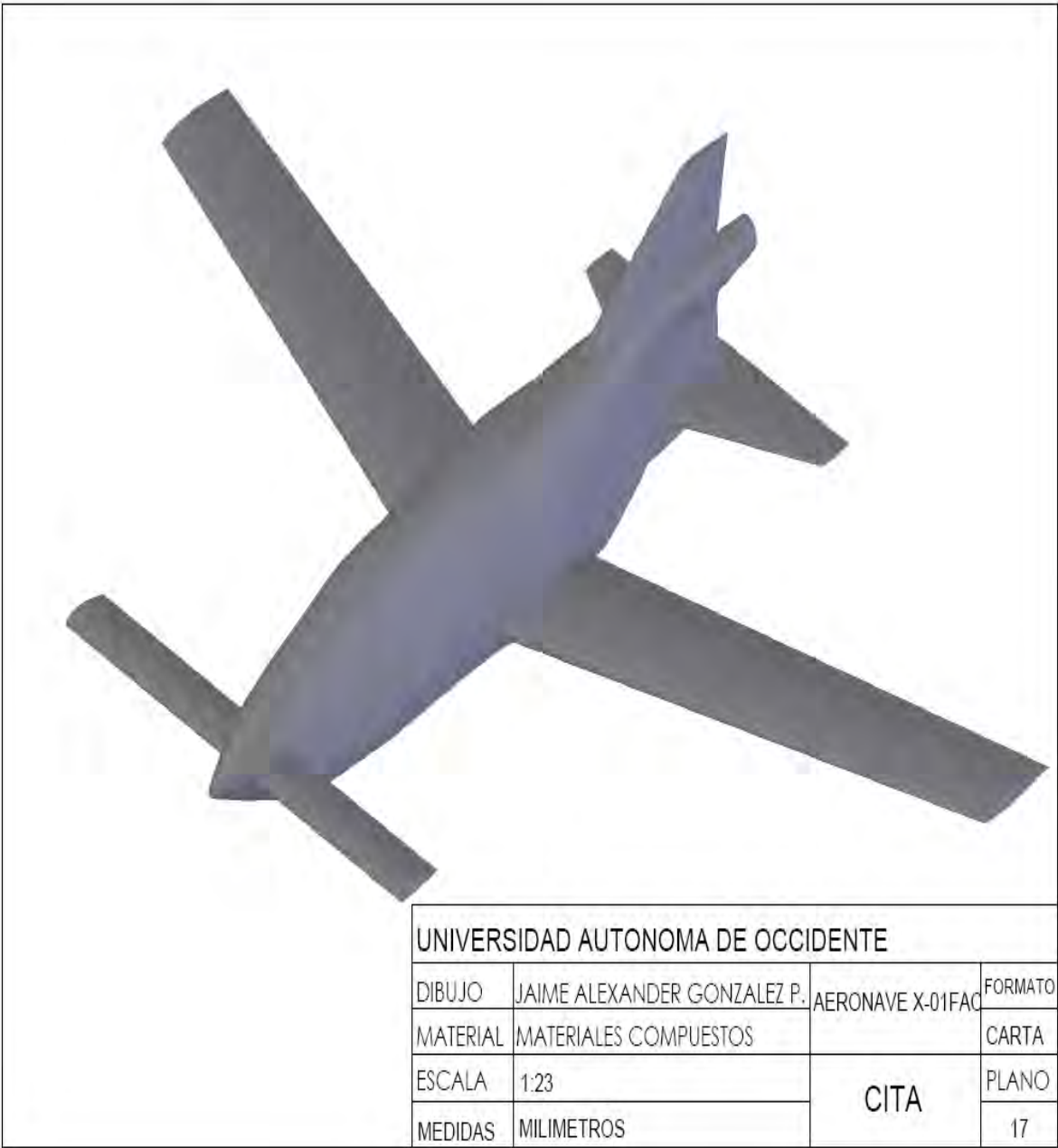
Anexo P. Molde del estabilizador horizontal izquierdo



Anexo Q. Positivo del fuselaje



Anexo R. Aeronave X-01 FAC



EVALUACIÓN DE LOS CAMBIOS REALIZADOS EN LA CONSTRUCCIÓN DE LA AERONAVE X- 01 FAC

Jaime Alexander González Pastés
Facultad de Ingeniería- Mecánica
Universidad Autónoma de Occidente
Calle 25115-85 Km2 - Vía Cali – Jamundi
alexgp26@yahoo.com
Cali

Resumen

Este trabajo tiene como función principal la evaluación y construcción de la estructura final de la primera Aeronave monoplaza X-01 FAC en materiales compuestos para la Fuerza Aérea Colombiana, apoyado en el uso de herramientas de medición y software CAD; sirviendo como base para futuros proyectos e investigaciones, que se realicen en el Centro de Investigación en Tecnología Aeronáutica (CITA), en el diseño y construcción de aeronaves, así como incentivar la aplicación de nuevas tecnologías en el país; mostrando que el uso de software de Diseño Asistido por Computador es de gran importancia en la evaluación y elaboración de la estructura de la aeronave y la utilización de fibras de vidrio y resinas proporcionan un buen acabado, alta resistencia y excelentes propiedades mecánicas.

Palabras claves: Aeronave, materiales compuestos, resinas epóxicas, fibras de vidrio, software CAD, diedro, flechamiento, torsión.

1. INTRODUCCIÓN

Para la evaluación y construcción de la estructura final de la aeronave X-01 FAC en materiales compuestos se desarrolló una investigación exhaustiva sobre este campo de la aviación que permitiera afianzar los conocimientos; para así entrar a desarrollar una serie de funciones y tareas dentro de la Fuerza Aérea Colombiana (FAC), la cual ha decidido apoyar y fomentar la industria aeronáutica en el país; por ello, este proyecto se encuentra liderado por el CITA.

El objeto de este trabajo es la evaluación de los cambios realizados en los positivos, moldes y modelos definitivos

para la construcción de la estructura de la aeronave X-01 FAC en materiales compuestos, específicamente en fibra de vidrio (matt y volan) y resina (vinilester y epóxicas), partiendo de la elaboración de planos y plantillas realizadas en software CAD.

2. ESTRUCTURA DE LA AERONAVE

Las aeronaves de diseño actual y convencional presentan principalmente cuatro componentes: fuselaje, alas o planos principales, empenaje de cola y tren de aterrizaje, como se muestra en la figura 1.

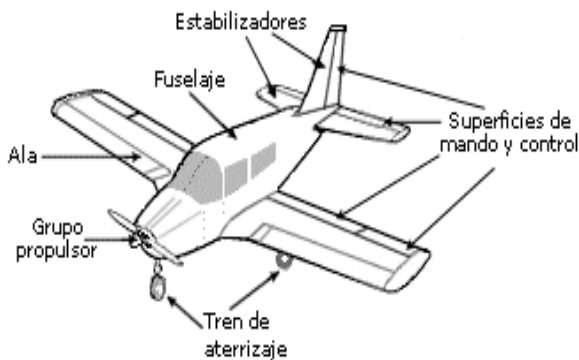


Figura 1. Estructura general del avión

➤ **Fuselaje.** Es el cuerpo principal de la estructura de la aeronave, cuyo objetivo primordial es dar cabida a la tripulación, a los pasajeros y a la carga, sirviendo de soporte al resto de los componentes. Los fuselajes que ofrecen una menor resistencia aerodinámica son los de sección circular, elíptica u oval y de forma alargada y ahusada.

Los fuselajes de los aviones pueden ser de tres tipos: fuselaje reticular, fuselaje monocasco y semimonocasco.

➤ **Alas o planos principales.** Son el elemento principal en una aeronave, en ellas es donde se originan las fuerzas que hacen posible el vuelo. Las características fundamentales de los planos principales a tener en la cuenta son: perfil, borde de ataque, borde de salida, extradós, intradós, espesor, cuerda, flechamiento, línea de curvatura media, torsión, diedro, envergadura y alargamiento.

➤ **Empenaje de cola.** El empenaje de cola consta de dos superficies la horizontal y vertical. Cada una tiene secciones fijas para proporcionar estabilidad y móviles para controlar mejor el vuelo.

Por lo tanto, la parte fija de la superficie horizontal se llama estabilizador horizontal y está en la parte frontal. La parte fija de la superficie vertical es el estabilizador vertical y la móvil, el timón de dirección.

3. MATERIALES COMPUESTOS PRIMORDIALES EN EL DISEÑO DE LA AERONAVE

Los materiales compuestos pueden tener una matriz que puede ser polimérica, cerámica o metálica, cada uno de estos se subdivide dependiendo del tipo de material de refuerzo o relleno que posean.

➤ **Compuestos de matriz de polímero (PMC).** Son conocidos como FRP, Polímeros Reforzados con Fibras, estos materiales usan una resina polimérica como la matriz y una variedad de fibras como materiales de refuerzo, las fibras más utilizadas son fibras de vidrio, fibras de carbono y fibras de aramida (kevlar).

➤ **Compuestos de matriz metálica (MMC).** Son materiales que usan un metal como matriz (aluminio, cobre, acero, etc.), son reforzados por fibras (carburo de silicio, boro, etc.) o por dispersión de whiskers o de partículas duras (carburos, óxidos, etc.) en la matriz. Los MMC presentan un uso cada vez más frecuente en la industria automotriz y aeroespacial.

➤ **Compuestos de matriz cerámica (CMC).** Estos materiales usan un material cerámico como la matriz y como material de refuerzo fibras de diferentes materiales metálicos (fibras de acero, cobre y otros metales), polímeros (fibras de arámida, de polietileno de alta densidad etc.), cerámicos (como ejemplo clásico está el concreto).

Los materiales compuestos de matriz polimérica o cerámica reforzados con fibras continuas, que ofrecen unas propiedades mecánicas comparables o superiores a las aleaciones metálicas son conocidos como materiales compuestos avanzados.

Ma- triz	Polimérico		Metálico		Cerámico	
	Fibras	Partí- cula	Fibras	Partí- culas	Fibras	Partí- culas
Poli- mé- rica	Ej.: PMC con fibras de arámida (Chaleco antibalas)	No utili- za- ble	Ej.: PMC con fibras de acero (neum- ático)	Ej.: PMC con polvo de hierro	Ej.: PMC con fibras de vidrio.	Ej.: PMC con pol- vo de cuar- zo.
Me- tá- lica	No utilizable	No utili- za- ble	Ej.: MMC con fibras de boro	Ej.: AIM MC con inter metá- licos.	Ej.: MMC con fibras de SiO ₂	Ej.: AI+ MM C SiO ₂
Cer- ámica	Ej.: Concreto reforza- do con polímero	No utili- za- ble	Ej.: Hormi- gón	C.M. C. con inter metá- licos	No utiliza- ble	Ej.: Are- na + ceme- nto

Tabla 1. Clasificación de los materiales compuestos

Para el diseño de la Aeronave X-01 FAC, se utilizaron materiales compuestos que están constituidos por fibra de vidrio y material aglomerante, siendo ésta una resina polimérica (vinilester y epóxica).

La orientación de los hilos de las fibras de vidrio es la que determina la resistencia del elemento, siendo esto fundamental en la construcción de los modelos para garantizar que resistan a los esfuerzos principales que van hacer sometidas durante su vida útil, como se aprecia en la figura 2.

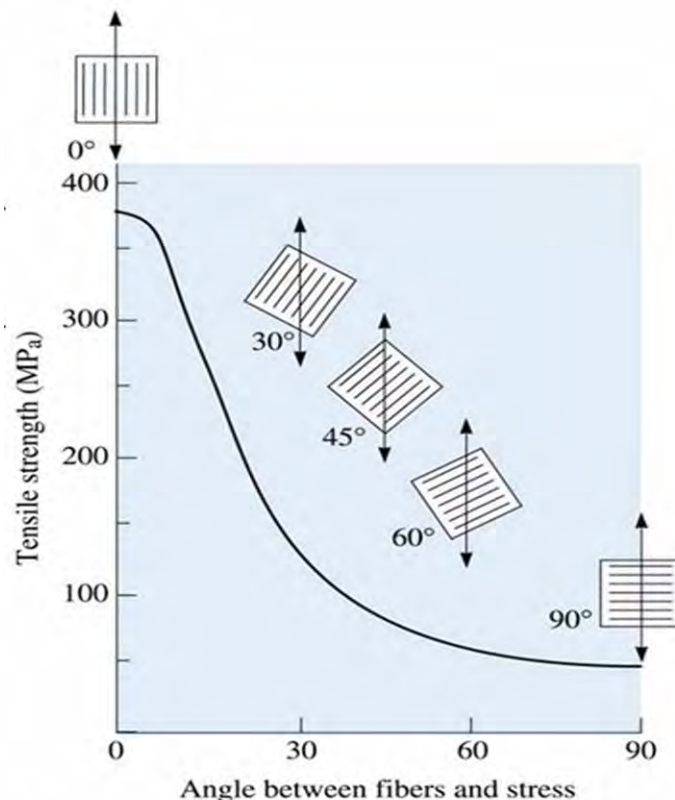


Figura 2. Efecto de la orientación de la fibra en la resistencia tensil de un MC de matriz epóxica reforzado con fibras de vidrio.

4. DESCRIPCIÓN DEL DISEÑO DE LA PARTE ESTRUCTURAL DE LA AERONAVE X-01 FAC EN MATERIALES COMPUESTOS

Para llevar a cabo el diseño de la Aeronave X-01 FAC se partió de la Aeronave BD-5 (ver la figura 3), el cual es una aeronave deportiva de alto rendimiento, que fue diseñado para un solo pasajero, que presenta características esenciales como son: de ala baja, construido principalmente en metal, utilizando aluminio aeronáutico y acero, con propulsión posterior (pusher).



Figura 3. Construcción convencional del BD-5

La diferencia entre la Aeronave X-01 FAC y el modelo inicial se origina en su construcción, ya que en ésta se utilizan materiales de última tecnología como son los materiales compuestos (fibra de carbono, fibra de vidrio y kevlar); obteniendo como beneficio un mejor acabado en la estructura de la aeronave, altas propiedades mecánicas y sobre todo un menor peso.

Dentro del diseño de la aeronave X-01 FAC se realizaron una serie de cambios con respecto al BD-5 como son: agregar un ala canard para brindar mayor sustentación a la aeronave, como también se trasladaron los planos principales del centro de gravedad de la aeronave, debido a que el fuselaje se alargó 50 centímetros, (ver figura 4); lo cual ocasionó un desplazamiento del empenaje de cola:

- Estabilizador horizontal
- Estabilizador vertical

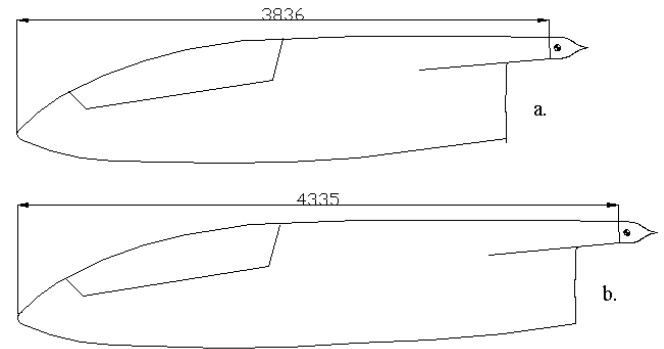


Figura 4. Fuselaje BD-5 y fuselaje X-01 FAC (medida en milímetros)

5. EVALUACIÓN CON BASE EN LOS PLANOS Y PLANTILLAS EN LA CONSTRUCCIÓN DE LA PARTE ESTRUCTURAL DE LA AERONAVE X-01 FAC EN MATERIALES COMPUESTOS

Para la evaluación en la construcción de la Aeronave X-01 FAC se tomaron los diseños de la aeronave en materiales compuestos realizados en software CAD que sirvieron de base para la verificación de las distintas piezas elaboradas, lo cual permitió comparar la parte del diseño conceptual y computacional con el diseño real construido.

Inicialmente, al realizar la evaluación de la estructura de la Aeronave X-01 FAC, se tomaron las dimensiones de éstas para conocer sus principales características como son: verificación del borde de ataque (ver figura 5), longitud del borde de ataque y de salida, diedro, flechamiento tomado con un goniómetro (ver figura 6), longitud de la cuerda, razón de estrechamiento, espesor máximo, longitud transversal del fuselaje y sus diferentes curvaturas a través de unas plantiíllas cada 300 milímetros de éste, ubicándolas por un solo lado para así asegurar que la geometría del fuselaje sea acorde a la curvatura de la plantilla y

a su vez sea simétrica, teniendo como referencia la línea divisoria del fuselaje o butt line y la línea de nivel o wáter line (véase la figura 7), las cuales fueron realizadas con un láser infrarrojo; ya que este es el eje longitudinal de referencia de la aeronave.



Figura 5. Plantillas de verificación del borde de ataque del ala



Figura 6. Flechamiento del plano principal



Figura 7. Referencias del fuselaje

Conociendo estas características reales de la estructura de la aeronave, se tomó como punto de referencia para la verificación, los planos de estos diseños realizados en software CAD (solidwork, autocad, soligde).

Luego de tener estos diseños se evaluaron los positivos de:

➤ **Planos principales.** Al realizar la evaluación se obtuvo como resultado una pequeña diferencia de 1 centímetro de longitud tanto del borde de ataque como el de salida entre el diseño real y conceptual; por lo tanto, se reconstruyó en resina epóxica hasta obtener la longitud deseada. Cabe aclarar que al no presentarse diferencias significativas tanto en el diseño conceptual y el real que puedan ocasionar posibles fallas, se efectuaron las respectivas correcciones mencionadas anteriormente, sin darse la necesidad de rediseñar o volver a construir la pieza.

Posteriormente, se comprobó que la pieza presenta la geometría bien definida de los perfiles y que no se encuentran imperfecciones como son grietas,

ralladuras, porosidades, entre otras; que conlleven a daños futuros en las piezas durante su desempeño, buscando finalmente que éstas queden con un buen acabado.

Posteriormente se agregó a la punta o tip de los planos principales una pequeña superficie de 25 milímetros para la sujeción de los winglets, sin alterar el área de sustentación inicial.

Cuando se tiene el positivo de los planos principales terminados (ver figura 8), se aplica un desmoldante a éste para que no se adhiera el molde al positivo; luego se procede a fibrar aplicando tres capas de fibra de vidrio Mat con resina vinilester; seguido de esto, se aplica una capa de escudo cerámico, el cual confiere al molde gran resistencia mecánica y rigidez, después se repite el proceso dos veces más quedando tres capas con refuerzo de fibra y dos escudos cerámicos.

Es importante aclarar, que si en algún caso se presentaran porosidades o imperfecciones superficiales la posible solución será la utilización de resina vinilester y Gel Coat con polvo cerámico y fibra según sea necesario, para garantizar un buen acabado sin llegar a afectar la superficie de éste; por el contrario, cuando se observen imperfecciones complejas se debe construir nuevamente el molde.

Por último, para la construcción de las piezas finales o modelos, se aplica de nuevo cera, resina vinilester y fibras de vidrio de igual forma que en los moldes, pero se colocan las capas de vidrio requeridas separadas por una capa de Divinice (espumado de PVC), en forma estructural tipo sándwich, teniendo en la cuenta la dirección de éstas de acuerdo a los esfuerzos que van a soportar durante su vida útil, para garantizar así su buen desempeño proporcionando excelentes propiedades mecánicas.

➤ **Canard.** Esta pieza no se encontraba desarrollado; por lo tanto, para su construcción se realizó el perfil en un software CAD para fijarlos en icopor (poliestireno expandido) y posteriormente cortarlos con la geometría de estos con un cortador de alambre caliente, luego se aplicó la fibra de vidrio (Volan y mat) y resina epóxica con su catalizador.

Después de haberse fibrado se aplican varias capas de masilla con catalizador hasta obtener finalmente la geometría y el acabado deseado (ver figura 9). Después de esto, se llevo a cabo la elaboración del molde, teniendo en la cuenta las pautas mencionadas anteriormente.

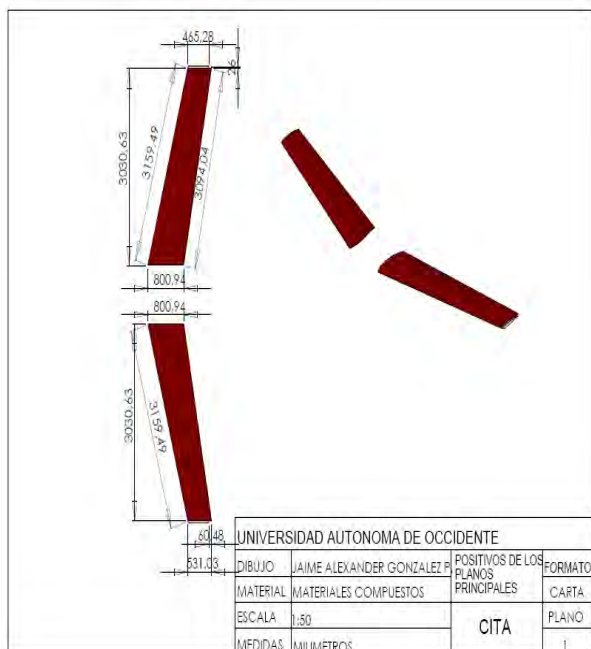


Figura 8. Positivo de los planos principales



Figura 9. Positivo del canard

Debido a que la longitud del canard construida no coincidía con los parámetros establecidos en el diseño de la aeronave, a raíz de un error de interpretación de los planos, fue necesario construirle una pestaña de cinco centímetros al positivo para ensamblar estas dos piezas finales.

De igual manera, se empleó el mismo procedimiento para llevar a cabo la construcción y evaluación de los positivos, moldes y modelos finales del estabilizador horizontal, estabilizador vertical y fuselaje para realizar la construcción de la aeronave X-01 FAC. (ver figura 10)



Figura 10. Prototipo a escala de la aeronave X-01 FAC

6. CONCLUSIONES

➤ El uso de los Software de Diseño Asistido por Computador, empleados en la elaboración y evaluación de la Aeronave X-01 son fundamentales en la construcción de la estructura de la Aeronave y permitieron la verificación de los positivos o piezas, moldes y los modelos construidos; para así garantizar un buen desempeño durante su vida útil como también prevenir posibles fallas que puedan ocasionar una tragedia.

➤ Se demostró que el uso de materiales compuestos como son la fibra de vidrio Mat y Volan, la resina Epóxica, resina Vinilester y la aplicación de escudos cerámicos, proporcionan alta rigidez en los moldes sin producir deflexiones en éstos y lograr que no sean tan pesados.

➤ La utilización de materiales compuestos en la elaboración de los diferentes elementos para la aeronave, brindan como principal beneficio un buen acabado, un menor peso, alta resistencia y excelentes propiedades mecánicas a comparación de otros materiales aeronáuticos.

➤ El prototipo realizado de la aeronave X-01 FAC a escala permite comparar los resultados computacionales con los experimentales obtenidos en el túnel de viento para desarrollar futuros trabajos.

➤ Se pudo determinar que la medición de las estructuras de la aeronave permiten corroborar, si los diseños presentan algunas fallas, las cuales se puedan corregir a su debido tiempo evitando la modificación del diseño final.

7. RECOMENDACIONES

- Se debería implementar varios extractores para mantener el sitio de trabajo en un ambiente acorde, que permita la eliminación del polvo y los diversos químicos que se manejan.
- Durante el trabajo realizado, se pudo comprender que la utilización de una masilla no adecuada tiende a deteriorar la pintura de las piezas y se deshace, ocasionando fallas en la superficie de estas; por ello, se requiere la utilización de masillas con catalizador para no incurrir en esta falla, como sucedió varias veces durante el proceso.

8. BIBLIOGRAFÍA

ABBOTT, Ira Herbert. Theory of wing sections: Including a summary of airfoil data. New York: Courier Dover Publications, 1959. 693 p.

ASKELAND, Donald R. Ciencia e Ingeniería de materiales. 3 ed. México: Internacional Thomson, 2003. 790 p.

COBO BEJARANO, Héctor León. ABCdario de metodología: Normas Técnicas. 10 ed. Santiago de Cali: Gráficas Pirámide, 2007. 59 p.

CRAWFORD, Donald. Airplane Design: A series of articles printed first in kitplanes magazine. United States of America: Editorial and Display Advertising, 1986. 131 p.

DIEZ PAJÓN, Agustín. Manual de aplicaciones poliéster: Introducción a la resina poliéster como material compuesto. Medellín: Suministros Industriales Suin S.A., 2006. 50 p.

ISIDORO CARMONA, Aníbal. Aerodinámica y Actuaciones del Avión. 10 ed. Madrid: Editorial Paraninfo, 2000. 610 p.

MUÑOZ, M. A. Manual de vuelo. Madrid: M. A. Muñoz, 200. [consultado 08 de Enero de 2007]. Disponible en Internet: <http://inicia.es/de/vuelo>.

NORTON, Robert L. Diseño de máquinas. México: Prentice Hall, 1999. 1046 p.

OÑATE, Antonio Esteban. Conocimientos del avión. Madrid: Editorial Palermo, 1996. 1040 p.

SHACKELFORD, F.; GUEMES, A. Introducción a la ciencia de materiales para ingenieros. 4 ed. Madrid: Prentice Hall, 1998. 696 p.

SMITH, W. F. Fundamentos de la ciencia e ingeniería de materiales. 3 ed. Madrid: McGraw-Hill, 1998.